

DFVLR

Deutsche Forschungs- und
Versuchsanstalt
für Luft- und Raumfahrt



Forschungsbericht

Algorithmen zur automatischen
4dimensionalen Flugbahnführung
unter Berücksichtigung
der momentanen Windsituation

Werner Lechner

DFVLR
Institut für Flugführung
Braunschweig

100 Seiten 41 Bilder 6 Tabellen 30 Literaturstellen
--

DFVLR-FB 84-40

Manuskript eingereicht am 25. Oktober 1984

Algorithmen zur automatischen 4dimensionalen Flugbahnführung
unter Berücksichtigung der momentanen Windsituation

Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt
Forschungsbereich Flugmechanik/Flugführung
Institut für Flugführung
Abteilung Steuerung und Regelung
Flughafen, D-3300 Braunschweig

Braunschweig, im September 1984

Forschungsbereichsleiter:
Prof. Dr.-Ing. F. Thomas

Institutsleiter:
Dr.rer.nat. H. Winter

Verfasser:
Dr.-Ing. W. Lechner

Abteilungsleiter:
Dr.-Ing. R. Onken

4D-Navigation, Windmodell, Windvorhersage, Kalmanfilter

Algorithmen zur automatischen 4dimensionalen Flugbahnführung
unter Berücksichtigung der momentanen Windsituation

Übersicht

Für das digitale Flugführungssystem des Versuchsflugzeuges HFB 320 wurde am Institut für Flugführung der DFVLR in Braunschweig eine Betriebsart zum automatischen zeitgenauen Fliegen im Flughafen-Nahbereich entwickelt und im Flugversuch erprobt. Der Bericht enthält die Beschreibung der eingesetzten Algorithmen zur Berechnung 4dimensionaler Flugbahnen unter Berücksichtigung der momentanen Windsituation. Es werden verschiedene Verfahren zur Messung, Filterung und Vorhersage des Windvektors entwickelt und an Hand von Flugversuchsergebnissen diskutiert.

4D-Navigation, Windmodelling, Windprediction, Kalmanfiltering

Algorithms for the Automatic 4-Dimensional Guidance of Aircraft
Considering the Current Wind Situation

Summary

In the DFVLR Institute for Flight Guidance in Braunschweig an automatic 4-dimensional navigation mode covering a terminal maneuvering area (TMA) was developed for the automatic digital flight control system of the HFB 320 test aircraft and flight tested. The report contains a description of the applied algorithms for the computation of the 4D flight path taking into account the current wind situation. Several techniques for wind measurement, filtering and prediction were developed and results of the flight trials discussed.

Vorwort	7
Verzeichnis der Bezeichnungen	8
1. Einleitung	11
2. Voraussetzungen für das 4D-Navigationssystem	13
2.1 Aufgabenteilung Boden/Bord	13
2.1.1 Flugsicherungs-Regelschleifen	15
2.1.2 Flugzeug-Regelschleifen	16
2.2 Bestimmung der Führungsgrößen	16
2.2.1 Berechnung der Kommandoprofile für Höhe und Fahrt	17
2.3 Prinzip des Zeitausgleichs	20
3. Berechnung der 4D-Flugbahn	24
3.1 Prinzip der 4D-Bahnrechnung	24
3.2 Beschreibung einzelner Programm-Module	25
3.2.1 Berechnung einer Tangente an einen Kurvenbogen	27
3.2.2 Verbindung zweier Kurvenbögen durch eine Tangente	28
3.2.3 Berechnung der Flugzeit	29
3.2.4 Zeitausgleich durch iterative Wegpunktverschiebung	30
3.3 Berechnung von Warteschleifen	33
3.4 Struktogramm der Algorithmen	36
3.4.1 Struktogramm der Berechnung einer 4D-Flugbahn	36
3.4.2 Struktogramm der Algorithmen zur Zeiteinhaltung	40
3.5 Rechenzeit- und Speicherplatzbedarf der Algorithmen	42
4. Messung des Windes	43
4.1 Methoden der Windmessung	44
4.2 Windmessung mit bordüblichen Sensoren	45
5. Ansatz für ein Windmodell	48
5.1 Berechnung der Parameter des Windmodells	48
5.2 Überprüfung des Windmodells	49

6. Filterung der Windmeßdaten	53
6.1 Prinzip der Filterung	53
6.2 Fehlergleichungen des Windmodells	54
6.3 Bestimmung von System- und Meßrauschen	57
6.4 Diskussion eines Beispiels	60
6.4.1 Windstärke	60
6.4.2 Windrichtung	64
7. Verfahren zur Windvorhersage bei 4D-Anflügen	67
7.1 Bodenorientiertes Verfahren der Windvorhersage	67
7.2 Bordorientierte Verfahren der Windvorhersage	71
7.2.1 Windvorhersage durch Interpolation	71
7.2.2 Windvorhersage durch Extrapolation	73
8. Flugversuche zur Erprobung der 4D-Bahnrechnung	75
8.1 Kurzbeschreibung des Flugführungssystems der HFB 320	75
8.2 Kennzeichnung der durchgeführten Flugversuche	77
8.3 Ergebnisse bei bodenorientierter Windvorhersage	79
8.4 Ergebnisse bei bordorientierter Windvorhersage durch Interpolation	82
8.5 Ergebnisse bei bordorientierter Windvorhersage durch Extrapolation	86
9. Zusammenfassung	90
10. Schrifttum	91
Anhang A. Allgemeine Filtergleichungen	97
Anhang B. Filtergleichungen für die Windstärke	98
Anhang C. Filtergleichungen für die Windrichtung	100

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand in den Jahren 1981 bis 1983 im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter des Instituts für Flugführung der DFVLR in Braunschweig.

Mein Dank gilt dem Leiter der Abteilung für Steuerung und Regelung, Herrn Dr.-Ing. R. Onken, der das Thema angeregt und fachlich mit großem Interesse begleitet hat.

Meinen Kollegen, Herrn Dipl.-Ing. V. Adam und Herrn Dipl.-Ing. H. Leyendecker, danke ich für die intensive fachliche Unterstützung bei den während der Vorbereitung, Durchführung und Auswertung aufgetretenen flugzeugbezogenen und regelungstechnischen Problemen.

Besonders danken möchte ich Herrn Dipl.-Ing. R. Dombrowsky, der die wesentlichen Komponenten der an Bord des Versuchsflugzeuges installierten Meß- und Rechnertechnik entwickelte, sowie Herrn Dipl.-Ing. P. Jänsch, der als Flugingenieur den Ablauf der Flugversuche an Bord des Versuchsflugzeuges überwachte.

Frl. Ch. Edinger (MATA) danke ich für die Hilfe bei der Auswertung der Flugversuchsdaten sowie für die Erstellung zahlreicher mathematischer Programm-Module des 4D-Navigationsprogramms.

Herrn Dipl.-Math. H.J. Hotop danke ich für die zahlreichen intensiven fachlichen Diskussion.

Schließlich gilt mein Dank all denen, die durch ihre Hilfe zur Durchführung dieser Arbeit beigetragen haben.

Braunschweig, September 1984

Verzeichnis der Bezeichnungen

Lateinische Buchstaben

a_1	Verzögerungsrate im Horizontalflug
a_2	Verzögerungsrate im Sinkflug
$c_{1,2}$	Koeffizienten zur Luftdichteberechnung
dh/dt	Sinkrate
$E\{ \}$	Erwartungswert
FL	Höhe in Feet/100 (Flight Level)
g	Erdbeschleunigung
$g_{SE/SN}$	Horizontale Gradienten der Windstärke $dv_W/dx_{E/N}$
$g_{RE/RN}$	Horizontale Gradienten der Windrichtung $d\psi_W/dx_{E/N}$
g_{SH}	Vertikaler Gradient der Windrichtung $d\psi_W/dh$
h	Höhe in Meter
k, i	Zählvariable
l	variable Flugbahnlänge
l_v	Luvwinkel
p	Exponent der Höhenabhängigkeit der Windstärke
P	Kovarianzmatrix der Schätzfehler des Kalmanfilters
Q	Kovarianzmatrix des Systemrauschens des Windmodells
r	Kurvenradius der Flugbahn
r_i	Abstand des Wegpunktes WP_i vom Merge Gate
R	Kovarianzmatrix des Rauschens der Windmessung
T_{ZIEL}, T_i	Zielzeit, Flugzeit für Flugbahn i
T_0	Zeit am Beginn eines Flugbahnabschnittes
T_{INT}	Zeit zu der die Anfluggrundlinie erreicht wird
T_{H1}	Ende der ersten Stufe des Sinkfluges
T_{F1}	Ende der ersten Stufe der Fahrtreduktion
T_{H2}	Beginn der zweiten Stufe des Sinkfluges
T_{F2}	Beginn der zweiten Stufe der Fahrtreduktion
v_{IAS}	Angezeigte Fluggeschwindigkeit
v_{TAS}	Wahre Fluggeschwindigkeit
v_K	Übergrundgeschwindigkeit
$v_{WE/WN}$	Ost- bzw. Nordkomponente der Windstärke
$v_{Wx/Wy}$	Windkomponenten in Flugzeuglängs - und querachse
$v_{W1/W2}$	Windstärke in der Höhe $h_{1/2}$

V_{WM}	Windstärke entsprechend dem Windmodell
V_{Wmess}	gemessene Windstärke
WP_{CPI}	Wegpunkte auf der verlängerten Anfluggrundlinie
WP_A	Wegpunkt zur äußeren Begrenzung des Fächers
WP_I	Wegpunkt zur inneren Begrenzung des Fächers
WP_{FP}	Wegpunkt am Beginn des Fächers (Fächerpunkt)
WP_{KK}	Wegpunkt einer Kurskorrektur zum Zeitausgleich
WP_{LK}	Wegpunkt der letzten Kurskorrektur zum Zeitausgleich
WP_{MG}	Wegpunkt des Merge Gates
$x_{E/N}$	Ost- bzw. Nordkomponente der Flugzeugposition
$x_{S/R}$	Systemvektor für die Windstärke/Windrichtung
$z_{S/R}$	Eingangsdifferenz des Kalmanfilters

Griechische Buchstaben

α	Anstellwinkel
δ	Symbol für einen Fehlerterm
Δ	Symbol für eine Differenz
$\Delta h_{1,2}$	Erste bzw. zweite Stufe des Höhenprofils
ΔL	Länge der Flugbahn zwischen 2 Wegpunkten
Δr_{ij}	Abstand zwischen den Wegpunkten WP_i und WP_j
ΔT	Zeit zwischen 2 Wegpunkten
$\Delta v_{IAS1/2}$	Erste bzw. zweite Stufe des Fahrtprofils
$\psi_{W1/W2}$	Windrichtung in der Höhe $h_{1/2}$
ψ_W	Windrichtung
ψ_{WM}	Windrichtung entsprechend dem Windmodell
ψ_{Wmess}	gemessene Windrichtung
ϕ, θ, ψ	Rollwinkel, Nickwinkel, Steuerkurs (Heading)
$\hat{x}_{S/R}$	Systemmatrix für die Windstärke/Windrichtung
χ	Flugbahn-Kurswinkel (track)
ρ	Luftdichte

Indizes

E, N, H	östliche, nördliche und vertikale Komponenten
M	Größen des Windmodells
mess	gemessene Größen
S, R	Windstärke und Windrichtung

1. Einleitung

Für den Luftverkehr innerhalb der Bundesrepublik Deutschland haben sich in den vergangenen Jahren beträchtliche Flugzeitverlängerungen ergeben [1]. Das hohe Luftverkehrsaufkommen sowie vorgeschriebene Fluglärmsbeschränkungen erforderten u. a. weiträumige An- und Abflugverfahren und eine Begrenzung der Flugeschwindigkeit auf 250 kts unterhalb FL100. An den großen internationalen Verkehrsflughäfen, wie in Frankfurt, wird täglich über längere Zeit die Grenze der Anflugkapazität erreicht bzw. überschritten und es kommt dann zur Staubildung mit unwirtschaftlichen Wartezeiten [2]. Die große Zahl von Einflußgrößen und Randbedingungen, wie etwa die Forderung nach treibstoffsparenden oder lärmindernden Anflugverfahren, erhöhen die Komplexität der von den Fluglotsen und den Piloten im Flughafen-Nahbereich (TMA) zu bewältigenden Aufgaben [3].

In Verkehrsspitzen folgt ein anfliegendes Flugzeug nicht mehr der veröffentlichten Anflugroute (STAR) und den zugeordneten Höhenstufen, sondern es erhält von den Fluglotsen über Sprechfunk individuelle Führungskommandos. Der Fluglotse überwacht die Bewegungen des Flugzeugs auf seinem Radarschirm und gibt Kurswinkel und Geschwindigkeiten - sogenannte Radarvektoren - sowie Höhenstufen vor, um das einzelne Flugzeug auf die Anfluggrundlinie zu führen und um gleichzeitig die erforderlichen Abstände zu den anderen Flugzeugen sicherzustellen.

Von besonderer Bedeutung ist in diesem Zusammenhang der Abstand zwischen zwei unmittelbar aufeinander folgenden Flugzeugen, die Separation. Um eine bestmögliche Ausnutzung der Landebahnpkapazität zu erzielen, sollte ihr zulässiger Minimalwert kurz vor der Landung erreicht sein. Häufig liegt die Separation jedoch deutlich über dem Minimalwert, weil im Falle von Verzögerungen bei der Übermittlung und Ausführung von Sprechfunkanweisungen, ungenauer Einhaltung der Radarvektoren oder ungenauer Kenntnis der Windsituation im Anflugbereich noch Sicherheitsreserven vorhanden sein müssen.

Durch den verstärkten Einsatz von Digitalrechnern läßt sich diese Problematik lösen. Die am Boden installierten Rechner unterstützen die Fluglotsen bei der Planung des Verkehrsablaufs und mittels der an Bord vorhandenen Rechenkapazität wird das einzelne Flugzeug präzise auf einer geplanten Flugbahn geführt. In Verbindung mit einem leistungsfähigen Flächen-Navigationssystem, wie z. B. einem Mikrowellen-Landesystem und einer bidirektionalen Datenverbindung Bord \leftrightarrow Boden kann die Rechenkapazität am Boden und an Bord interaktiv zur Ausschöpfung der Anflugkapazität eines Flughafens genutzt, die Arbeitsbelastung von Piloten und Fluglotsen reduziert und insgesamt die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs gesteigert werden.

Einen wichtigen Beitrag zur Realisierung dieser Ziele leisten neue Verfahren der Flugführung, bei denen das Flugzeug einer räumlichen Flugbahn auch zeitlich mit großer Genauigkeit folgt. Man bezeichnet dies als vierdimensionale Navigation.

Ein solches Verfahren wurde am Institut für Flugführung der DFVLR in Braunschweig entwickelt und im Flugversuch erprobt. Das Verfahren baut auf der heute üblichen Radarvektor-Methode auf und berücksichtigt die Windsituation im betreffenden Luftraum. Um verschiedene Fahrt- und Höhenprofile sowie unterschiedliche Verfahren der Messung, Filterung und Vorhersage des Windes bei wechselnden Wettersituationen zu untersuchen, wurden insgesamt 16 automatische 4D-Anflüge durchgeführt. Als Versuchsflugzeug diente die mit einem digitalen Flugführungssystem ausgestattete HFB 320 der DFVLR.

Im vorliegenden Bericht werden der grundsätzliche Aufbau des erprobten 4D-Navigationsverfahrens erläutert, die entwickelten Algorithmen zur Berechnung von 4D-Flugbahnen beschrieben und verschiedene Verfahren zur Berücksichtigung der aktuellen Windsituation untersucht. Mittels der Ergebnisse der Flugversuche läßt sich nachweisen, daß es mit dem hier vorliegenden 4D-Navigationsverfahren prinzipiell möglich ist, die zur Steigerung der Anflugkapazität erforderlichen zeitlichen Genauigkeiten von ± 5 s bei automatischen 4D-Anflügen zu erreichen.

2. Voraussetzungen für das 4D-Navigationssystem

Die Entwicklung eines 4D-Navigationssystems geht von bestimmten Voraussetzungen aus, die manuell und automatisch fliegbare Flugbahnen garantieren und die Randbedingungen für das Fliegen innerhalb einer TMA berücksichtigen. Von besonderer Bedeutung sind die prinzipielle Aufgabenteilung zwischen Flugsicherung (Boden) und Flugzeug bzw. Piloten (Bord), eine flugmechanisch sinnvolle Struktur der Führungsgrößen und die Festlegung eines geeigneten Verfahrens zum Ausgleich von Zeitfehlern.

2.1 Aufgabenteilung Boden/Bord

Das nachfolgend beschriebene Grundkonzept einer Aufgabenteilung Bord/Boden erfordert eine Erweiterung der Planungsrechnungen am Boden, und nutzt die an Bord von modernen Verkehrsflugzeugen vorhandenen Rechenkapazitäten aus. Betrachtet man dazu das einzelne Flugzeug innerhalb des Luftverkehrs, dann ergibt sich ein "Large Scale System", das aus den einzelnen Flugzeugen mit ihren flugmechanischen Kenngrößen sowie ihrer individuellen Ausrüstung und aus den Einrichtungen der Flugsicherungsstellen zur Überwachung des Luftverkehrs besteht. Man unterscheidet zwischen den Flugzeug-Regelschleifen, die dem einzelnen Flugzeug mittels der an Bord vorhandenen Rechenkapazität eine präzise, automatische Führung auf einer 4dimensionalen Flugbahn ermöglichen und den Flugsicherungs-Regelschleifen die zur Überwachung des gesamten Luftverkehrs entsprechend den Flugplänen dienen. Im Bild 1 auf S.14 sind diese Regelschleifen in Form eines Blockschaltbildes dargestellt.

Eine wichtige Störgröße in diesem System ist die Windsituation im betreffenden Luftraum, die sich häufig nur sehr ungenau vorhersagen läßt und von großem Einfluß auf die zeitlichen Genauigkeiten der geplanten Flugbahnen ist.

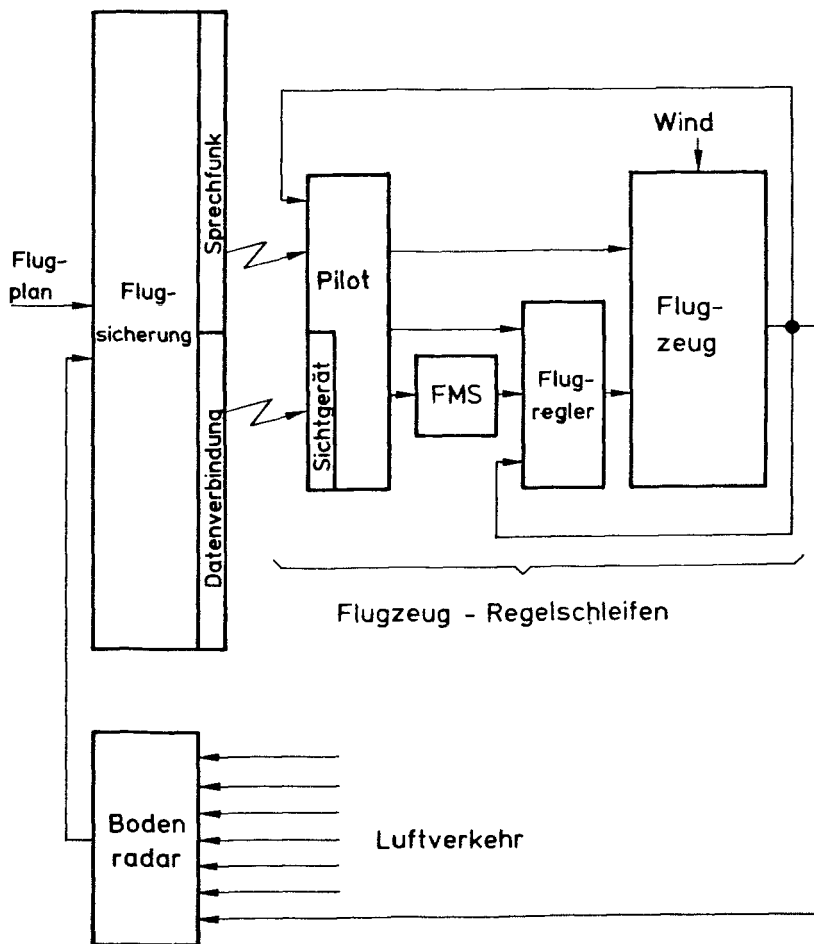


Bild 1. Regelschleifen eines Luftverkehrssystems.

2.1.1 Flugsicherungs-Regelschleifen

In den Flugsicherungs-Regelschleifen führt der Bodenrechner der Flugsicherungsstelle eine Grobplanung der Verkehrssituation durch, die auf der Positionsbestimmung durch das Radarsystem am Boden, den Informationen über Flugzeugklasse, Ausrüstungsklasse, Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Windprofil usw. basiert. Mittels der geschätzten Flugzeiten ergibt sich eine Anflugreihenfolge, wobei zu jedem Flugzeug ein entsprechender Zeitschlitz gehört. Die Ankunftszeit bezieht sich auf einen bestimmten Wegpunkt (Merge Gate), der auf der verlängerten Anfluggrundlinie kurz vor dem Beginn des Endanfluges liegt. Eine frühzeitige Erfassung der Flugzeuge ermöglicht mittels entsprechender Steuerungsmaßnahmen bereits im Reiseflug den Abbau von erkennbaren Abweichungen von der Flugzeit. Am Übergabepunkt zwischen der Strecken- und der Anflugkontrolle (Metering Fix) treffen die einzelnen Flugzeuge dann bereits vorgeordnet mit relativ geringen zeitlichen Abweichungen - von z.B. ± 30 s - ein, und Warteverfahren innerhalb der TMA bei unwirtschaftlichen Geschwindigkeiten und in niedrigen Flughöhen beschränken sich auf ein Minimum [4].

Bis zur Übergabe an die Anflugkontrolle sinkt das Flugzeug auf die Flughöhe von FL100 und reduziert die Fahrt bis 250 kts. In der nun folgenden Planungsphase legt der Bodenrechner unter weitgehender Berücksichtigung eines treibstoff- bzw. kostensparenden Fahrt- und Höhenprofils einen konfliktfreien Flugweg bis zum Merge Gate fest. Für die Mehrzahl der zivilen Transportflugzeuge mit ihrem relativ ähnlichen aerodynamischen Verhalten, sollte das Flugzeug innerhalb der TMA möglichst lange in FL100 bleiben und die zulässige Maximalgeschwindigkeit von 250 kts beibehalten. Aufgrund dieser von den Fluglotsen bestätigten Planungsrechnungen erhalten nun die einzelnen Flugzeuge entsprechende Führungsanweisungen.

Allgemein läßt sich sagen, daß eine Erhöhung der Leistungsfähigkeit des Bodensystems grundsätzlich allen Verkehrsteilnehmern - und zwar unabhängig von deren Bordausstattung - zugute kommt.

2.1.2 Flugzeug-Regelschleifen

Die Übermittlung der Informationen zwischen Flugsicherung und Flugzeug erfolgt zur Zeit per Sprechfunk. In Zukunft soll dies jedoch durch eine automatische Datenverbindung erfolgen, wobei die Informationen den Piloten an Bord auf einem Datensichtgerät in anschaulicher Form vermittelt werden.

Die mit einem Flight Management System (FMS) ausgestatteten Flugzeuge sind in der Lage, bordautonom 4D-Flugbahnen zu generieren und abzufliegen. Für diese Gruppe von Flugzeugen genügt es prinzipiell, wenn sie vom Boden nur die Ankunftszeit am Merge Gate erhalten und anschließend die an Bord berechnete Flugbahn von der Bodenstelle bestätigen lassen.

Bei geringer Bordausrüstung übernehmen die Piloten eine aktive Rolle beim Abfliegen der 4D-Flugbahn. Flugzeuge ohne ein FMS erhalten vom Planungsrechner am Boden Kurs-, Fahrt- und Höhenanweisungen. Diese Anweisungen führen die Piloten ohne bzw. falls vorhanden mit Unterstützung eines Flugregelsystems aus.

2.2 Bestimmung der Führungsgrößen

Im Hinblick auf eine operationelle Einführung neuartiger voll- oder teilautomatisierter Flugführungsverfahren ist es sinnvoll, bei der Auswahl von Führungsgrößen eine weitgehende Übereinstimmung mit den zur Zeit üblichen standardisierten Anweisungen anzustreben. Die zum Flugzeug übermittelten Anweisungen müssen für den Piloten plausibel und auch ohne Unterstützung durch ein Flugregelsystem manuell ausführbar sein. Deshalb liefert der Bodenrechner abschnittsweise konstante Kommandos für die Flughöhe, die Indicated Air Speed, den Steuerkurs und den Rollwinkel. Das entwickelte 4D-Navigationsverfahren verwendet diese Führungsgrößen in Form von Sollwerten für das Flugregelsystem.

Die berechneten Flugbahnen setzen sich aus Geradenabschnitten und Kurvenbögen zusammen. Alle Kursänderungen sind mit konstantem Rollwinkel, also als Kreisbögen gegenüber der Luft, zu flie-

gen. Wegen des Einflusses des Windes verformen sich diese Kreise dann gegenüber Grund. Die geradlinigen Flugbahnabschnitte stimmen mit Standlinien von 4D-Wegpunkten überein. Diese Festlegung garantiert Sollflugbahnen, die auch unter extremen Windverhältnissen fliegbar sind.

Die Flughöhe stellt einen Steuerparameter seitens der Flugsicherung dar. Während eines Anflugs kann der Fluglotse zur Einstellung einer gewünschten Vertikalstaffelung jedem Flugzeug eine bestimmte Höhe zuweisen. Treibstoffsparender ist jedoch ein Flugprofil, bei dem das Flugzeug möglichst lange in großer Höhe bleibt bzw. möglichst spät auf die vorgegebene Höhe am Merge Gate sinkt. Der Beginn der letzten Stufe des Sinkflugs bzw. der Fahrtreduktion sind so festgelegt, daß sich das Flugzeug spätestens nach dem Einschwenken in die Richtung der Anfluggrundlinie in einem stationären Flugzustand befindet.

Im Hinblick auf die zu kommandierende Verzögerungsrate bei der Fahrtreduktion ist zu berücksichtigen, daß wegen der freigesetzten potentiellen Energie im Sinkflug ein geringerer Wert realisierbar ist als während eines Horizontalfluges. Das Ausfahren der Klappen zur Kompensation dieses Effektes ist aus Wirtschaftlichkeitsgründen unerwünscht. Bei den durchgeführten automatischen 4D-Anflügen wurde deshalb die Fahrt mit zwei verschiedenen, konstanten Verzögerungsraten für Horizontal- und Sinkflug reduziert.

2.2.1 Berechnung der Kommandoprofile für Höhe und Fahrt

Ein typisches Beispiel eines Kommandoprofils für Höhe und Fahrt ist in Bild 2 auf S.19 als Funktion der Flugzeit dargestellt. Es läßt sich entsprechend den Grundgleichungen (2.1 bis 2.4) berechnen. Die Schaltzeitpunkte für den Höhen- und Fahrtabbau folgen danach aus dem Verhältnis von Höhenstufe und Sinkrate bzw. Fahrtstufe und Verzögerungsrate. Im Horizontalflug ist $i=1$ und im Sinkflug $i=2$ zu setzen.

$$\begin{aligned}
(2.1) \quad T_{H1} &= |\Delta h_1 * (dh/dt)^{-1}| \\
(2.2) \quad T_{F1} &= |\Delta v_{IAS1}/a_i| ; \quad i=1,2 \\
(2.3) \quad T_{H2} &= T_{INT} - |\Delta h_2 * (dh/dt)^{-1}| \\
(2.4) \quad T_{F2} &= T_{INT} - |\Delta v_{IAS2}/a_i| ; \quad i=1,2.
\end{aligned}$$

Dabei sind die erste Höhen- (Δh_1) und Fahrtstufe (Δv_{IAS1}), die zweite Höhen- (Δh_2) und Fahrtstufe (Δv_{IAS2}), die Sinkrate (dh/dt), die Verzögerungsraten im Horizontal- (a_1) und im Sinkflug (a_2) sowie die Zeit (T_{INT}), bei der die Anfluggrundlinie erreicht wird, gegeben. Bei der Auswertung dieser Grundgleichungen muß bei der Änderung von a_1 auf a_2 die verbleibende Fahrtstufe mit der jeweils gültigen Verzögerungsrate neu berechnet werden. Die Zeit T_{INT} ergibt sich aus der vorgegebenen Zielzeit T_{ZIEL} am Merge Gate, der Übergrundgeschwindigkeit am Merge Gate und dem Abstand zwischen dem Merge Gate und der Position des Flugzeugs zum Zeitpunkt T_{INT} .

Die Berechnung der Höhen- und Fahrtprofile erfolgt in einem entsprechendem Unterprogramm, aus dem sich für die angegebenen Eingangsvariablen die entsprechenden Schaltzeiten für den Sinkflug bzw. die Fahrtreduktion auslesen lassen.

In dem dargestellten Beispiel wurde die Flughöhe von FL100 zunächst mit einer Sinkrate von 1000 ft/min auf die Zwischenanflughöhe FL80 abgebaut und der folgende Sinkflugbeginn (T_{H2}) so berechnet, daß sich das Flugzeug beim Erreichen der verlängerten Anfluggrundlinie (T_{INT}) in der vorgeschriebenen Flughöhe FL30 befindet.

Wie aus dem Fahrtprofil zu erkennen ist, verzögert das Flugzeug zu Beginn des 4D-Anfluges von 250 kts auf die Zwischenanfluggeschwindigkeit von 210 kts. Bis zum Ende des Sinkfluges bei T_{H1} erfolgt die Fahrtreduktion mit der konstanten Verzögerungsrate von 0.1 m/s^2 und im sich anschließenden Horizontalflug reduziert der Flugregler die Fahrt mit 0.5 m/s^2 . Zum Zeitpunkt T_{F1} wird die Flugeschwindigkeit von 210 kts schließlich erreicht. Bei diesem Beispiel beginnt der zweite Sinkflug bereits kurz vor der 2. Stufe der Fahrtreduktion ($T_{H2} < T_{F2}$) und deshalb wird der Fahrtabbau von 210 kts nach 160 kts mit einer gleichbleibenden

Verzögerung von 0.1 m/s^2 durchgeführt. Beim Erreichen der Anfluggrundlinie nimmt das Flugzeug schließlich die für das Merge Gate vorgeschriebene Fahrt von 160 kts ein.

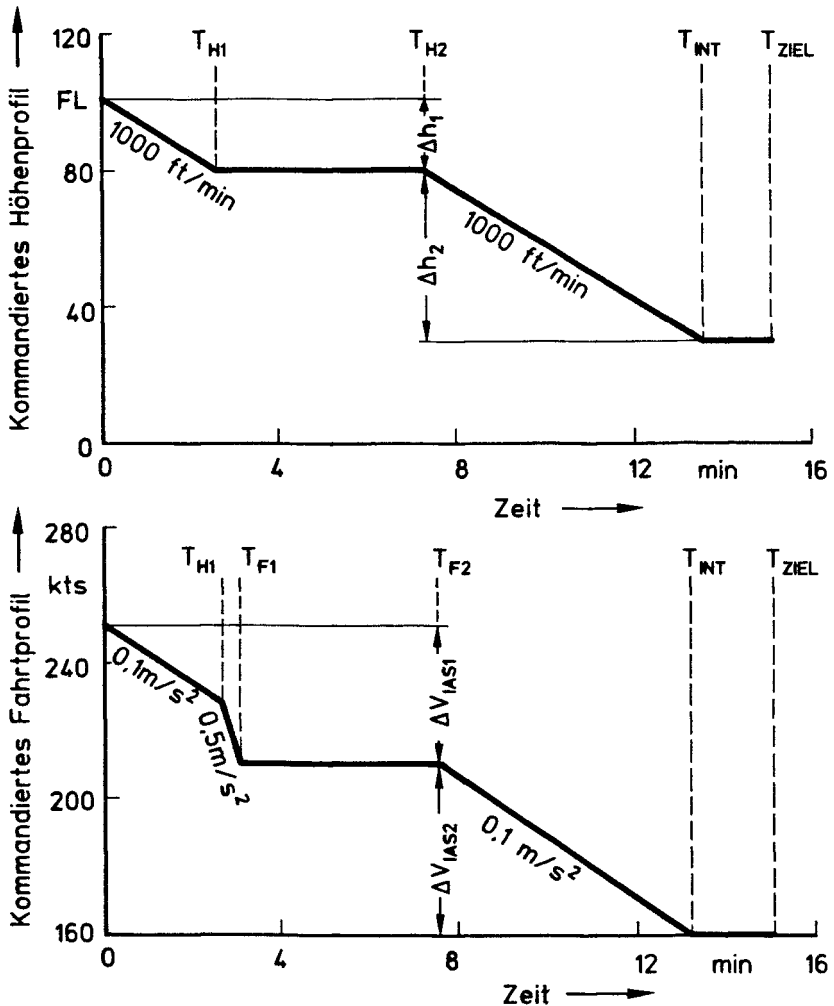


Bild 2. Kommandiertes Höhen- und Fahrtprofil eines 4D-Anfluges.

2.3 Prinzip des Zeitausgleichs

Während des 4D-Anfluges baut sich ein Zeitfehler auf, der im wesentlichen eine Folge von ungenauen Windannahmen ist. Interpretiert man den Zeitfehler als Regelabweichung vom Sollwert der Zielzeit, dann bedarf es einer geeigneten Stellgröße zum Ausgleich dieses Zeitfehlers. Es gibt grundsätzlich zwei Möglichkeiten:

- Variation der Fluggeschwindigkeit (v_{IAS} oder v_K).
- Verlängerung oder Verkürzung der Flugbahn.

Betrachtet man nur den Bereich innerhalb einer TMA, dann erweist sich die Variation von Geschwindigkeiten als ein ungeeignetes Prinzip des Zeitausgleichs, weil Abweichungen vom vorgeschriebenen bzw. im Hinblick auf minimale Treibstoffkosten optimierten Fahrtprofil kaum noch möglich sind. Selbst wenn man relative Fahrtabweichungen von 5% innerhalb einer TMA toleriert, sind zum Ausgleich von z.B. 30 s Zeitfehler ca. 10 min Flugzeit mit erhöhter bzw. reduzierter Fluggeschwindigkeit erforderlich. Damit läßt sich innerhalb der TMA ein Zeitfehler nur ungenügend durch die Variation der Fahrt ausgleichen.

Bezüglich der Variation der Flugbahnlänge ist der Zusammenhang zwischen einem auszugleichenden Zeitfehler und der dazu erforderlichen Bahnlänge durch die Geometrie der Umwegbahnen gegeben. Das Bild 3 auf S.21 zeigt einige Beispiele für Umwegbahnen, wie sie in [5] diskutiert werden. Für das Beispiel eines gleichseitigen Dreiecks entsprechend dem Typ A ergibt sich der zum Ausgleich eines Zeitfehlers δt erforderliche Abstand Δr_{12} zwischen den Wegpunkten WP_1 und WP_2 näherungsweise zu:

$$(2.5) \Delta r_{12} \approx 2 \cdot v_K \cdot \delta t.$$

Bei einem maximalen Zeitfehler von ± 30 s und bei einer Übergrundgeschwindigkeit von 200 kts ist demnach eine Seitenlänge von ca. 3 NM erforderlich. Innerhalb einer TMA stellt deshalb

die Variation der Flugbahnlänge ein besonders gut geeignetes Verfahren zum Ausgleich von Zeitfehlern dar.

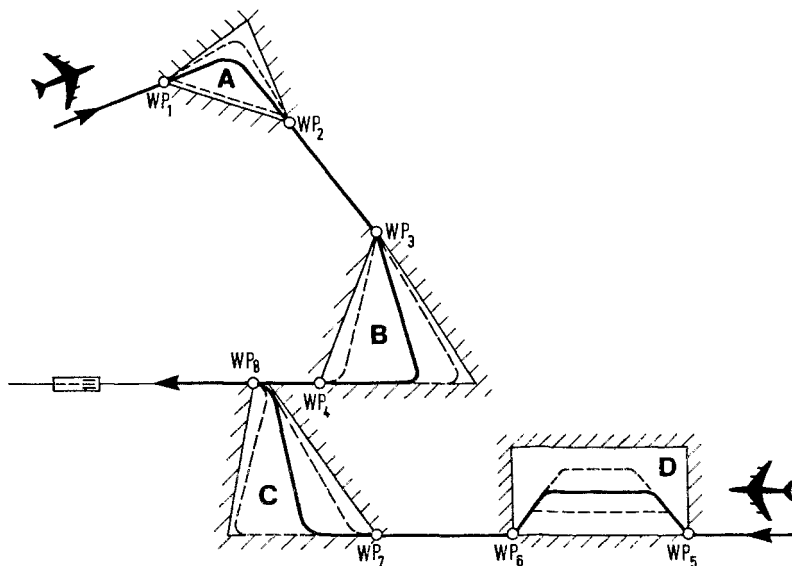


Bild 3. Geometrie von Umwegbahnen.

Für die im Bereich des Flughafens von Braunschweig durchgeführten Flugversuche wurde eine Umwegbahn entsprechend der Geometrie B realisiert, die als ein zur Anfluggrundlinie hin geöffneter Fächer bezeichnet wird. Es ergeben sich die folgenden Vorteile:

- Die Umwegbahn läßt sich auch dann noch mittels Kurskorrekturen ändern, wenn sich das Flugzeug bereits innerhalb des Fächers befindet.
- Der Beginn des Auffächerns der Umwegbahnen kann einem Hauptanflugfunkfeuer zugeordnet werden, und der Fächer wird abgeschlossen durch die verlängerte Anfluggrundlinie. Damit entfallen zusätzliche Navigationshilfen für die Fächerbahnen.

Insbesondere der zuerst genannte Vorteil war entscheidend für die Auswahl des Typs der Umwegbahn. Feste Flugbahnraaster ("Verlegen von Schienen in der Luft"), die in der amerikanischen Literatur beschriebenen Umwegbahnen nach dem Prinzip einer Zugposaune ("Trombone"), oder die zur Anfluggrundlinie hin geschlossenen Fächerbahnen ermöglichen praktisch keinen Zeitausgleich mehr, wenn sich das Flugzeug bereits auf der Umwegbahn befindet.

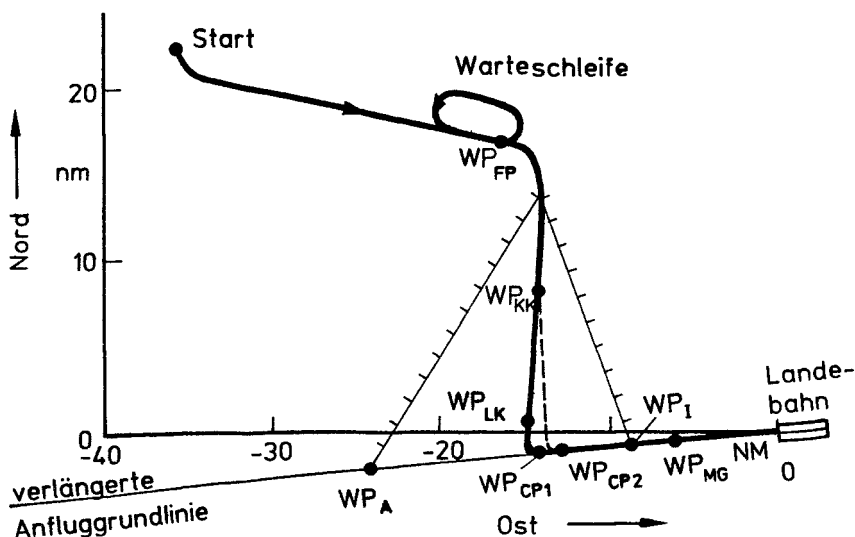


Bild 4. Prinzip des Zeitausgleichs.

Das Bild 4 veranschaulicht das im Flugversuch erprobte Verfahren des Zeitausgleichs. Durch das Verschieben des Wegpunktes WP_{CP1} entlang der verlängerten Anfluggrundlinie und die Berücksichtigung von Begrenzungen entsteht ein Fächer, der am Wegpunkt WP_{FP} beginnt und von den Wegpunkten WP_A und WP_I begrenzt wird. Der Unterschied zwischen den Flugzeiten der kürzesten und der längsten Flugbahn beträgt ca. 300 s. Falls dies nicht ausreicht, ist am Wegpunkt WP_{FP} eine Warteschleife vorzusehen. Treffen die Flugzeuge jedoch wie angenommen am Metering Fix mit einer zeit-

lichen Genauigkeit von ± 30 s ein, dann genügt ein Fächer mit einem Abstand Δr_{AI} von ca. 4 nm.

Der Zeitfehler wird während des Anfluges laufend berechnet. Beim Erreichen von Grenzwerten erfolgt dann eine Korrektur der Flugbahn, wie dies im Wegpunkt WP_{KK} zu erkennen ist. Es ergibt sich dann der neue Wegpunkt WP_{CP2} , an dem das Flugzeug in die Richtung der verlängerten Anfluggrundlinie einschwenkt. Am Wegpunkt WP_{LK} kann aus geometrischen Gründen zum letztenmal eine Bahnkorrektur stattfinden. Am Merge Gate WP_{MG} endet die Flugbahn.

In Bild 5 ist der Verlauf des tolerierten Zeitfehlers, das sogenannte Zeitfenster, dargestellt. Am Wegpunkt WP_{FP} , an dem sich ohnehin der Kurswinkel ändert, und am Wegpunkt WP_{LK} erfolgt grundsätzlich ein Zeitausgleich. Der Zeitfehler darf zu Beginn des Anfluges ± 20 s betragen, nimmt ab dem Fächerpunkt WP_{FP} linear ab und erreicht am Wegpunkt WP_{LK} ± 5 s.

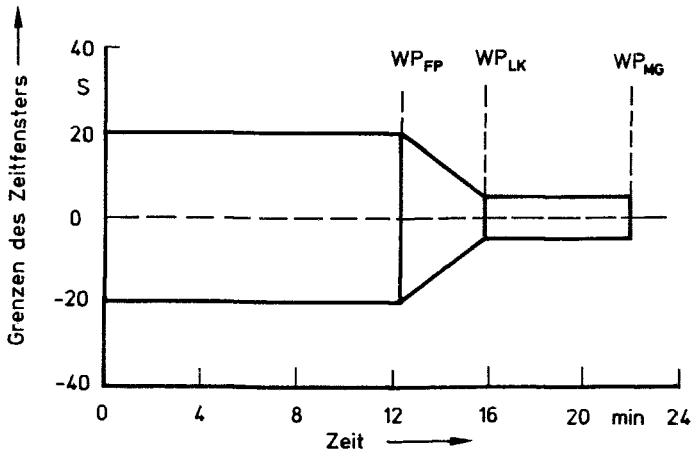


Bild 5. Darstellung des Zeitfensters.

3. Berechnung der 4D-Flugbahn

Ein 4D-Navigationsverfahren erfordert einen Algorithmus, der für die vorgegebene Zielzeit am Merge Gate die dazu gehörende räumliche Flugbahn liefert, wobei die Geometrie der Umwegbahn als Randbedingung zu berücksichtigen ist. Der direkte Rechenweg von der Zielzeit zur Flugbahn bedeutet jedoch einen enormen mathematischen Aufwand [6], der eine Echtzeitanwendung ausschließt. Es wurde deshalb eine iterative Methode entwickelt, die auf einem umgekehrten Rechenweg basiert.

3.1 Prinzip der 4D-Bahnrechnung

Die Berechnung der 4D-Flugbahn erfolgt durch verschiedene aufeinander folgende Rechenschritte:

1. Berechnung einer räumlichen Flugbahn mit angenommenen Wegpunkten, wie z.B. der kürzesten Flugbahn innerhalb der Fä-chergeometrie.
2. Berechnung der Flugzeit für diese räumliche Flugbahn.
3. Verschieben der angenommenen Wegpunkte entsprechend der Abweichung zwischen berechneter Flugzeit und Zielzeit.
4. Wiederholung der Rechengänge 1 bis 3 bis die Zielzeit mit einer ausreichenden Genauigkeit approximiert ist.

Durch die Entwicklung eines leistungsfähigen Interpolationsverfahrens für die einzelnen Flugbahnen ist es bereits nach 3 Iterationen möglich, die geforderte Zielzeit mit einer Genauigkeit zu approximieren, die bei $\pm 5s$ für die erstmalige Berechnung und bei $\pm 1 s$ für nachfolgende Berechnungen liegt. Insgesamt stellt dieser iterative Rechenweg einen Kompromiß zwischen einerseits einer möglichst geringen Rechenzeit und andererseits den erforderlichen relativ hohen Rechengenauigkeiten dar.

3.2 Beschreibung einzelner Programm-Module

Im Bild 6 ist ein unter Windeinfluß geflogener und zur Zeit T_0 am Wegpunkt x_0, y_0 beginnender Kurvenbogen dargestellt.

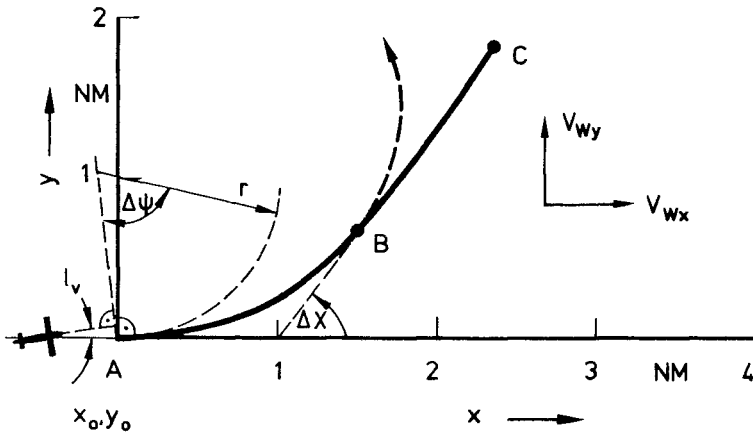


Bild 6. Kurvenbogen unter Windeinfluß.

Das Flugzeug bewegt sich danach zu Beginn des Bogens in x-Richtung und nimmt dabei einen Luvwinkel l_v ein. Der Bogen führt vom Punkt A mit den Koordinaten x_0, y_0 zum Punkt B, an dem der Flugbahn-Kurswinkel zum Punkt C erreicht wird. Bezogen auf den Boden, verformt sich unter dem Einfluß des Windvektors der Kreisbogen mit dem Radius r . Wenn das Flugzeug den Punkt B erreicht, dann hat sich der Flugbahn-Kurswinkel um Δx und der Steuerkurs um $\Delta \psi$ geändert. Das Flugzeug kann im Verlauf der Kursänderung verzögern und sinken, und auch der Windvektor bleibt im allgemeinen nicht konstant.

Der dargestellte Kurvenbogen läßt sich mathematisch in Form einer Parameterdarstellung wie folgt beschreiben:

$$(3.1) \quad x = r[\sin(\Delta\psi - l_v) + \sin(l_v)] + \int_{T_0}^t v_{Wx} dt + x_0$$

$$(3.2) \quad y = r[\cos(l_v) - \cos(\Delta\psi - l_v)] + \int_{T_0}^t v_{Wy} dt + y_0$$

$$(3.3) \quad r = v_{TAS}^2 [g \tan(\phi)]^{-1}$$

$$(3.4) \quad l_v = \arctan(v_{Wy}/v_{TAS})$$

$$(3.5) \quad d\psi/dt = g \tan(\phi)/v_{TAS}.$$

Zur Vereinfachung der Berechnungen ist es sinnvoll, die quadratische Abhängigkeit des Kurvenradius r von der wahren Flugeschwindigkeit v_{TAS} durch einen konstanten, äquivalenten Wert v_{TASC} anzunähern. Zur Bestimmung von v_{TASC} geht man vom Fahrprofil v_{IAS} aus und berücksichtigt über das Höhenprofil sowie durch eine entsprechende Reihenentwicklung auf der Basis der Standardatmosphäre näherungsweise die Luftdichteabhängigkeit der Geschwindigkeitsmessung. Es gilt:

$$(3.6) \quad v_{TAS} = v_{IAS} (\rho_0/\rho)^{1/2} \approx v_{IAS} [1 + c_1 h + c_2 h^2]$$

$$(3.7) \quad \Delta T = \Delta\psi (d\psi/dt)^{-1}$$

$$(3.8) \quad v_{TASC} = v_{TAS}(T_0) + \varepsilon [v_{TAS}(T_0 + \Delta T) - v_{TAS}(T_0)],$$

wobei ε wie folgt gewählt wurde:

$$(3.9) \quad \varepsilon = \begin{cases} 0.8 & ; v_{TAS}(T_0) < v_{TAS}(T_0 + \Delta T) \\ 0.2 & ; v_{TAS}(T_0) > v_{TAS}(T_0 + \Delta T) \\ 0 & ; v_{TAS}(T_0) = v_{TAS}(T_0 + \Delta T) \end{cases}$$

Der wegen v_{TASC} entstehende systematische Rechenfehler ist im Hinblick auf die erforderlichen Rechengenauigkeiten zu vernachlässigen. Man erreicht auf der anderen Seite durch diese Näherung eine enorme Rechenzeiterparnis bei den nachfolgend beschriebenen Programm-Modulen zur 4D-Bahnrechnung.

3.2.1 Berechnung einer Tangente an einen Kurvenbogen

Die horizontale Flugbahn setzt sich aus Geraden und Kurvenbögen zusammen, die stetig miteinander verbunden werden müssen. Dazu ist die Lösung der folgenden mathematischen Grundaufgabe erforderlich: Verbindung eines Wegpunktes C mit einem Kurvenbogen durch eine Tangente. An der Schnittstelle B soll die Steigung des Geradenabschnittes zwischen den Wegpunkten B und C mit der Steigung der Tangente des Kurvenbogens übereinstimmen. Es gilt dann am Wegpunkt B die Gleichung (3.10):

$$(3.10) \{ [\partial y / \partial (\Delta\psi)] * [\partial x / \partial (\Delta\psi)]^{-1} \}_B = (y_C - y_B) / (x_C - x_B).$$

Differenziert man die Gleichungen (3.1 bzw. 3.2) nach $\Delta\psi$ und setzt das Ergebnis in die Gleichung (3.10) ein, dann folgt damit eine nichtlineare mehrdeutige Bestimmungsgleichung für die Kursänderung $\Delta\psi$,

$$(3.11) \quad f(\Delta\psi) = d_1/d_2 - d_3/d_4 = 0$$
$$\begin{aligned} d_1 &= [v_{wy}^* (d\psi/dt)^{-1} + r^* \sin(\Delta\psi - l_v)] \\ d_2 &= [v_{wx}^* (d\psi/dt)^{-1} + r^* \cos(\Delta\psi - l_v)] \\ d_3 &= y_C - y(t) \\ d_4 &= x_C - x(t), \end{aligned}$$

deren Nullstellen mittels eines Newtonschen Verfahrens zur Lösung nichtlinearer Gleichungen aufgesucht werden können. Für die Gleichung (3.11) ergibt sich eine rasche Konvergenz und bereits nach 3 Schritten schwankt das gesuchte $\Delta\psi$ nur noch um ca. 0.01 Grad, d.h. man kann die Iteration abbrechen.

Je nach der Vorgabe des Anfangswertes $\Delta\psi(1)$ der Iteration erhält man die verschiedenen Lösungen dieses Gleichungssystems. Um so gleich die richtige Lösung zu approximieren, ist es erforderlich, mit einem Anfangswert $\Delta\psi(1)$ zu beginnen, der nahe bei der gesuchten Lösung liegt. Dazu wird $\Delta\psi(1)$ im Sinne einer Annäherung an Δx durch die Richtung der Verbindungsgeraden von A nach C festgelegt.

$$(3.12) \quad \Delta\psi(1) = \arctan[(y_C - y_A) / (x_C - x_A)].$$

Die gesamte Berechnung erfolgt in einem gegenüber der Nordrichtung gedrehten kartesischen Koordinatensystem, das am Beginn des Bogens seinen Ursprung hat und dessen x-Achse mit dem Flugbahn-Kurswinkel am Beginn des Kurvenbogens übereinstimmt.

3.2.2 Verbindung zweier Kurvenbögen durch eine Tangente

Für die Flugbahn des Queranfluges sind geometrisch betrachtet zwei Kurvenbögen durch eine gemeinsame Tangente zu verbinden. Die Aufgabe läßt sich durch ein wechselseitiges Anlegen von Tangenten auf die eben dargestellte Grundaufgabe zurückführen. Das Bild 7 veranschaulicht das Prinzip des Rechenweges.

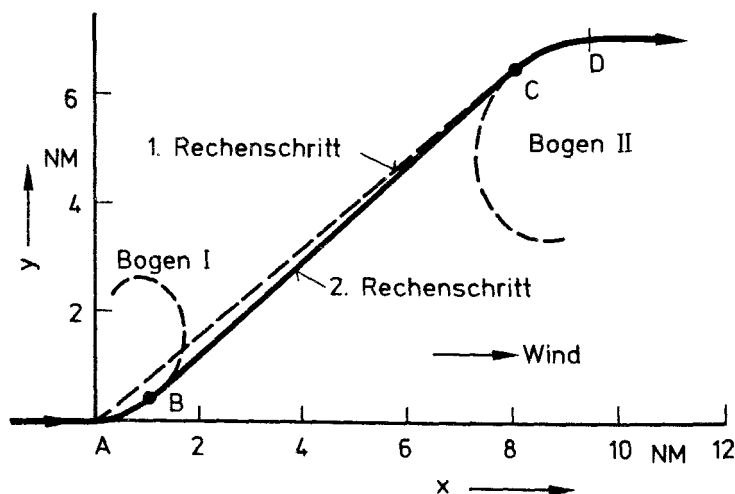


Bild 7. Prinzip des wechselseitiges Anlegens von Tangenten.

Im ersten Rechenschritt legt man die Tangente (gestrichelte Gerade) vom Wegpunkt A an den Bogen II und erhält mit der Gleichung (3.11) den Wegpunkt C. Nun bestimmt man in umgekehrter Richtung vom Wegpunkt C die Tangente (durchgezogene Gerade) an den Bogen I und gelangt zum Wegpunkt B. Schon diese beiden Re-

chenschritte liefern eine relativ genaue Verbindung der beiden Kurvenbögen I und II. Für den jeweils gegen die Flugrichtung zu rechnenden Kurvenbogen ist die Windrichtung umzukehren. Dieses Verfahren, das auf [7] zurückgeht und in [8] untersucht wurde, zeichnet sich durch eine besonders rasche Konvergenz aus. Bei jedem Wechsel der Tangentenrichtung ergibt sich ein verbesserter Wegpunkt B bzw. C. Nach dreimaligem Wechsel der Tangentenrichtung erhält man dann 3 Wegpunkte B_1, B_2, B_3 bzw. C_1, C_2 und C_3 , wobei man bei der Bestimmung von B_{i+1} bzw. C_{i+1} von den Wegpunkten B_i bzw. C_i ausgeht.

Die Anwendung dieses Verfahrens ergab, daß es genügt, die Gleichung (3.11) immer nur einmal auswerten, weil als Ergebnis letztlich nur die Wegpunkte A_3 bzw. C_3 interessieren. Insgesamt ist die Gleichung (3.11) dann 6mal anstatt 18mal zu berechnen, was eine enorme Rechenzeiterparnis bedeutet.

3.2.3 Berechnung der Flugzeit

Entsprechend der Geometrie der Flugbahnen ergibt sich die Flugzeit bis zum Merge Gate durch die Addition der einzelnen Flugzeiten für die Geraden- und Kreisbogenabschnitte, wobei für die Berechnung der Flugzeit die Übergrundgeschwindigkeit entscheidend ist.

Die Übergrundgeschwindigkeit folgt sich aus der vektoriellen Addition der wahren Fluggeschwindigkeit und des Windes und kann näherungsweise nach der Gleichung (3.13) berechnet werden.

$$(3.13) \quad v_K = v_{TAS} - 0.5 \cdot [v_W \cdot \sin(\chi - \psi_W)]^2 / v_{TAS} + v_W \cdot \cos(\chi - \psi_W).$$

Die wahre Fluggeschwindigkeit ergibt sich aus den Kommandoprofilen von Höhe und Fahrt unter Berücksichtigung der Luftdichteabhängigkeit entsprechend der Gleichung (3.6).

Die Berechnung der Flugzeit ΔT für einen Geradenabschnitt der Bahnlänge ΔL erfordert die Integration der ortsvariablen Übergrundgeschwindigkeit über die Bahnlänge ΔL :

$$(3.14) \quad \Delta T = \int_{l_0}^{l_0 + \Delta L} v_K^{-1}(l) * dl .$$

Die Integration der Übergrundgeschwindigkeit über die Bahnlänge ΔL läßt sich nur mit unvermeidbar hohem mathematischen Aufwand ausführen. Man kann dieses Problem durch ein numerisches Verfahren umgehen. Dazu integriert man ab dem Beginn des Geradenabschnitts bei l_0 die Übergrundgeschwindigkeit solange schrittweise auf, bis sich die bekannte Länge des Geradenabschnitts ΔL einstellt. Die Integrationszeit entspricht dann der gesuchten Zeit ΔT . Es gelten die folgenden Rechenregeln :

$$(3.15) \quad \begin{aligned} \Delta L(i+1) &= \Delta L(i) + v_K(i) * \Delta t ; \quad i = 0, 1, 2, \dots, i_{\max} \\ \Delta L(0) &= 0 \\ \Delta L(i+1) &> \Delta L \geq \Delta L(i) \rightarrow \quad i = i_{\max} . \end{aligned}$$

Um große Schrittweiten Δt zu ermöglichen, wird zwischen der letzten und der vorletzten Summation interpoliert. Als Ergebnis folgt schließlich für die Flugzeit ΔT :

$$(3.16) \quad \Delta T = \Delta t * i_{\max} - [\Delta L(i+1) - \Delta L(i)] / v_K(i_{\max}) .$$

Die Flugzeiten für die Kurvenbögen ergeben sich aus der Kurswinkeländerung $\Delta \psi$ und der Drehrate $d\psi/dt$ nach Gleichung (3.7).

3.2.4 Zeitausgleich durch iterative Wegpunktverschiebung

Die Variation der Flugbahnlänge zum Zeitausgleich erfolgt ausschließlich durch Verschieben der Wegpunkte WP_{CP} auf der verlängerten Anfluggrundlinie, wie dies im Bild 8 auf S.31 dargestellt ist. Auf der kürzesten, im ersten Iterationsschritt berechneten Flugbahn liegt der Wegpunkt WP_{CP1} ca. eine NM vor der Begrenzung des Fächers WP_I , um auch beim Abfliegen der kürzesten Flugbahn einen Zeitausgleich durch Bahnverkürzung bei gleichzeitigem Einhalten der Fächerbegrenzungen zu ermöglichen.

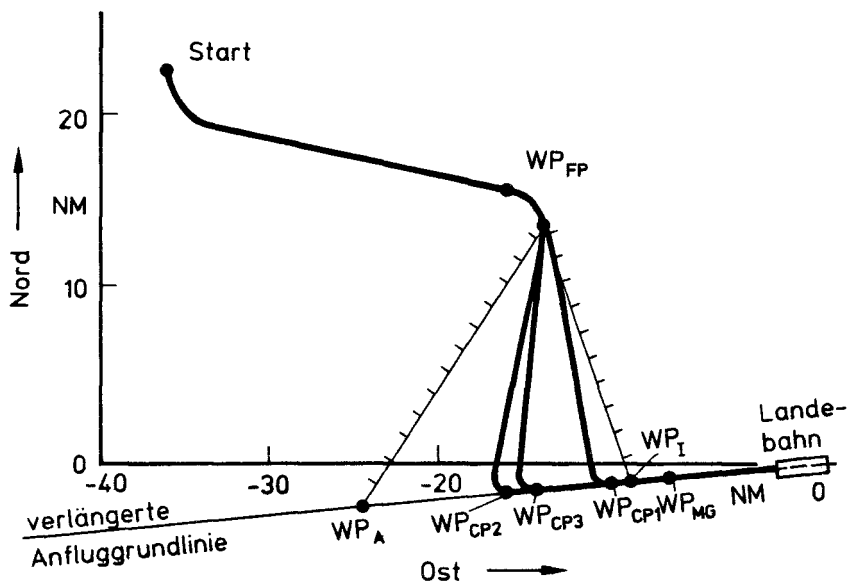


Bild 8. Interpolation von 3D-Flugbahnen.

Die Verlängerung der kürzesten Flugbahn 1 entsprechend der Differenz aus Zielzeit T_{ZIEL} und Flugzeit T_1 erfolgt mittels einer Näherungsformel für den Zusammenhang zwischen Flugzeit und Bahnlänge. Es gilt:

$$(3.17) \quad r_2 = r_1 + (T_{\text{ZIEL}} - T_1) \cdot v_K.$$

Mit der Flugzeit T_2 für die Flugbahn 2 mit dem Wegpunkt WP_{CP2} ergibt sich dann nach dem nächsten Iterationsschritt der Wegpunkt WP_{CP3} mittels einer linearen Näherungsrechnung:

$$(3.18) \quad r_3 = r_1 + (r_2 - r_1) \cdot (T_{\text{ZIEL}} - T_1) / (T_2 - T_1).$$

Das Bild 9 stellt die Gleichung (3.18) in graphischer Form dar.

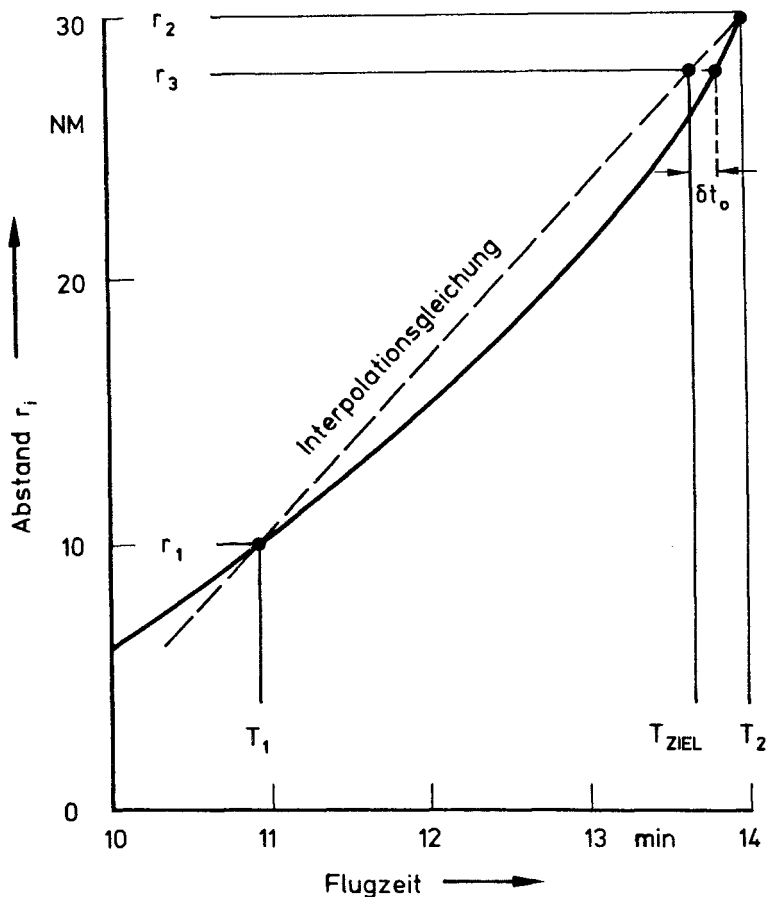


Bild 9. Zusammenhang zwischen Flugbahnlänge und Flugzeit.

Die Interpolation gemäß der Gleichung (3.18) ist sehr genau, da wegen der Näherungsformel (3.17) die Flugzeit T_2 schon dicht bei der Zielzeit liegt. Für die Flugzeit der Flugbahn 3 ergeben sich dann Abweichungen von der Zielzeit, die unter $\pm 5s$ liegen. Dieser Wert entspricht dann dem Anfangswert des Zeitfehlers δt_0 für die kommandierte 4D-Flugbahn und ist die Folge einer nach 3 Schritt-

ten abgebrochenen Iteration. Weitere Iterationschritte zur Verringerung des Anfangszeitfehlers sind nicht sinnvoll, weil sich der Zeitfehler während des Anfluges noch ändert und am Fä-cherpunkt ohnehin eine Kurskorrektur erfolgt.

Die Berechnung einer korrigierten Flugbahn während des Anfluges basiert auf dem gleichen Prinzip. Ausgehend von der momentanen Flugbahn und einer um 5 s extrapolierten Position des Flugzeugs werden die Flugzeiten für 2 neue Flugbahnen berechnet, bei denen der Wegpunkt WP_{CP} um jeweils 500 m nach bzw. rechts auf der Anfluggrundlinie verschoben wird. Die Vorausrechnung der Flugbahn um 5 s ist erforderlich, um bei dem in Echtzeit ablaufenden 4D-Programm Zeit zur Berechnung der korrigierten Flugbahn zu gewinnen. Die Kursänderung setzt dann am extrapolierten Wegpunkt ein. Mit dem momentanen Zeitfehler und den Flugbahnen 1 und 2 ergibt sich dann entsprechend der Gleichung (3.18) die gesuchte dritte 4D-Flugbahn.

Die Abweichung der Flugzeit für die dritte Flugbahn von der geforderten Zielzeit hängt von der Breite des Interpolationsintervalls ab, weil der nichtlineare Zusammenhang zwischen Flugzeit und Bahnlänge durch eine Gerade approximiert wird. Wegen der geringen Intervallbreite von ± 500 m bei der Korrektur einer Flugbahn liegen bei diesem Algorithmus die zeitlichen Abweichungen unter ± 1 s.

3.3 Berechnung von Warteschleifen

Warteschleifen lassen sich in der Regel durch die Verfahren der 4D-Navigation vermeiden, jedoch können sie bei besonders großen Anfangszeitfehlern nicht ausgeschlossen werden. Prinzipiell handelt es sich bei der Berechnung von Warteschleifen mit vorgegebener Flugzeit wieder um die Verbindung zweier Kurvenbögen durch eine Tangente, wie dies im Bild 10 auf S.34 skizziert ist. Gegeben sind zunächst die Wegpunkte A und B. Am Wegpunkt B soll die Warteschleife beginnen und der Wegpunkt A liegt zunächst in einem beliebigen Abstand auf der Standlinie zum Wegpunkt B. Um die Konvergenz des Verfahrens zu garantieren und eine Approximation

unerwünschter Lösungen zu verhindern ist es erforderlich, die Iterationsrechnung nicht vom Wegpunkt A, sondern von einem Wegpunkt A' zu starten. Der Wegpunkt A' soll in der Nähe des Wegpunktes D liegen und ergibt sich durch eine Verschiebung der y-Koordinate des Wegpunktes A um $2 \cdot r$, wobei der Kurvenradius r nach Gleichung (3.3) mit $v_{TAS}(T_0)$ abgeschätzt wird. Eine Verschiebung des Wegpunktes A um $-2 \cdot r$ führt zu einer Warteschleife, die im Uhrzeigersinn verläuft.

Vom Wegpunkt A' wird dann die Tangente (gestrichelte Gerade) an den Bogen II gelegt und man erhält den Wegpunkt C. Vom Wegpunkt C geht es zurück zum Bogen I, der im Wegpunkt D tangiert wird. Diese beiden Rechenschritte werden dann im Hinblick auf eine ausreichende Genauigkeit dreimal wiederholt.

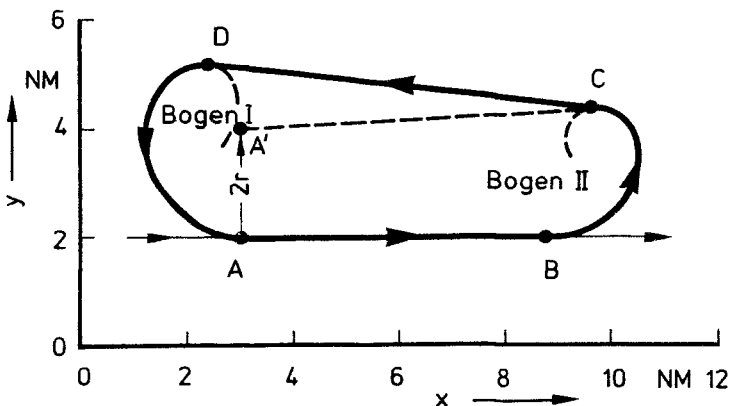


Bild 10. Konstruktion von Warteschleifen.

Anschließend erfolgt die Ermittlung der Flugzeit für die berechnete Warteschleife. Da der Wegpunkt A zunächst beliebig angenommen wurde, ergibt sich eine Flugzeit, die von der gewünschten Flugzeit noch abweicht. Man verschiebt deshalb entsprechend dieser Zeitdifferenz den Wegpunkt A entlang der Standlinie zum Wegpunkt B und berechnet anschließend eine neue Warteschleife, mit der sich dann die gewünschte Flugzeit bereits auf wenige Sekunden

den genau approximieren und somit insgesamt eine Warteschleife unter Zeiteinhaltung berechnen läßt.

Als Beispiel für die Leistungsfähigkeit des Verfahrens sind im Bild 11 berechnete 6-min-Warteschleifendargestellt, bei denen ein Wind von 30 kts aus den 4 Richtungen angenommen wurde. Man erkennt, wie sich die gegenüber der Luft als Kreise mit konstantem Rollwinkel geflogenen Kurswinkel durch den Einfluß des Windes verformen. Die Rechengenauigkeit bezüglich der 6min-Zeitdauer der Warteschleifen liegt unter ± 5 s.

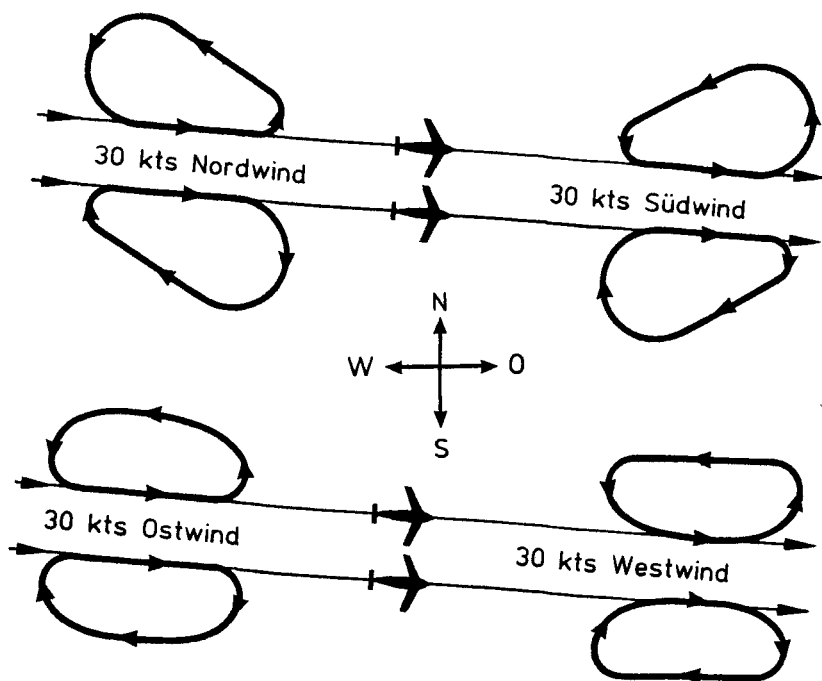


Bild 11. Warteschleifen unter Windeinfluß.

3.4 Struktogramm der Algorithmen

Die beschriebenen Programm-Module erzeugen die 4D-Flugbahn und berechnen die zum Zeitausgleich erforderlichen Kurskorrekturen. Das Rechenprogramm, das sich aus den einzelnen Modulen zusammensetzt, kann an bestimmten Stellen anhalten und die Eingabe weiterer plausibler Dateneingaben durch den Piloten abwarten. Durch die konsequente Aufteilung der gesamten Software in einzelne Module kann der Pilot bei allen Eingaben am Bediengerät sehr schnell eine entsprechende Reaktion beobachten, und man erhält einen übersichtlichen Aufbau der Software. Der logische Ablauf der Algorithmen soll nun an Hand von Struktogrammen erläutert werden.

3.4.1 Struktogramm der Berechnung einer 4D-Flugbahn

Das Bild 12 auf S.38 beschreibt in Form eines Struktogramms den Rechengang zur Ermittlung der kürzesten 4D-Flugbahn. Das Programm beginnt mit der Übernahme von Fahrt, Höhe, Kurs- und Lagewinkel, Position und Uhrzeit aus dem Flugregel- und Sensorsystem und verarbeitet dann die am Bediengerät vom Piloten eingetippten Daten: Referenzwind, STAR-Code, Fahrt und Höhe für den Zwischenanflug. In einem speziellen Datenspeicher sind der Fächerpunkt, die Wegpunkte zur Fächerbegrenzung $WP_{I/A}$, die Richtung der Landebahn sowie Höhe und Fahrt am Merge Gate für jede einzelne STAR abgelegt. Programmiert wurden die STAR-Codes 123 (Braunschweig), 124 (Hannover), 125 (Frankfurt-Nord) und 126 (Frankfurt-Süd).

Mit den nun zur Verfügung stehenden Parametern ergeben sich die Schaltzeitpunkte T_{H1} , T_{F1} , T_{H2} und T_{F2} entsprechend den in Kapitel 2.2.1 angegebenen Gleichungen (2.1 bis 2.4), und aus der momentanen Position des Flugzeugs und der Position des Fächerpunktes WP_{FP} läßt sich mittels einer schnellen Näherungsrechnung der neue Kurswinkel abschätzen. Das Flugzeug beginnt deshalb sofort in Richtung des Fächerpunktes einzukurven und entsprechend dem Fahrt- und Höhenprofil zu verzögern bzw. zu sinken. Während dieser Zeit durchläuft das Programm den nächsten Modul.

Für die nachfolgenden Bahnrechnungen ist die Kenntnis der momentanen Windsituation erforderlich. Sie ergibt sich aus einem Windmodell, dessen Herleitung und Handhabung in den nächsten Kapiteln eingehend beschrieben wird.

Die Berechnung des Steuerkurses zum Fächerpunkt basiert auf dem in Kapitel 3.2.1 beschriebenen Prinzip des Anlegens einer Tangente an einen Kurvenbogen. Die kürzeste Flugbahn 1 vom Fächerpunkt zum Wegpunkt WP_1 auf der verlängerten Anfluggrundlinie folgt aus der Verbindung zweier Kurvenbögen durch eine gemeinsame Tangente, wie dies im Kapitel 3.2.2 dargestellt wurde. Entsprechend dem im Kapitel 3.2.3 beschriebenen Verfahren, ergibt sich dann die für die Flugbahn 1 erforderliche minimale Flugzeit T_1 bis zum Merge Gate. Die minimale Flugzeit T_1 wird dem Piloten angezeigt und der Rechengang setzt sich dann im Unterprogramm A fort.

Zu Beginn des im Bild 13 auf S.39 dargestellten Unterprogramms A wartet der Bordrechner auf die Eingabe der Zielzeit. Falls die eingetippte Zielzeit unter der minimalen Flugzeit T_1 liegt oder beim Erreichen des Fächerpunktes noch keine Zielzeit eingegeben wurde, dann wird endgültig die kürzeste Flugbahn kommandiert.

Für realisierbare Zielzeiten erfolgt zunächst eine Abschätzung, ob der vorliegende Fächerbereich zum Ausgleich der Zeitdifferenz $T_{ZIEL} - T_1$ ausreicht. Falls dies nicht zutrifft, ist die Berechnung von Warteschleifen entsprechend dem im Kapitel 3.3 beschriebenen Verfahren erforderlich. Die Flugzeit für die gesuchte Flugbahn reduziert sich damit entsprechend der Anzahl und Zeitdauer der Warteschleifen.

Anschließend erfolgt eine Wegpunktverschiebung (Kapitel 3.2.4) zum Ausgleich der verbleibenden Zeitdifferenz und dann die Berechnung der Flugbahn 2. Eine weitere Wegpunktverschiebung entsprechend der Zeitdifferenz $T_{ZIEL} - T_2$ und die Berechnung der Flugbahn 3 liefern schließlich die zu kommandierenden Parameter.

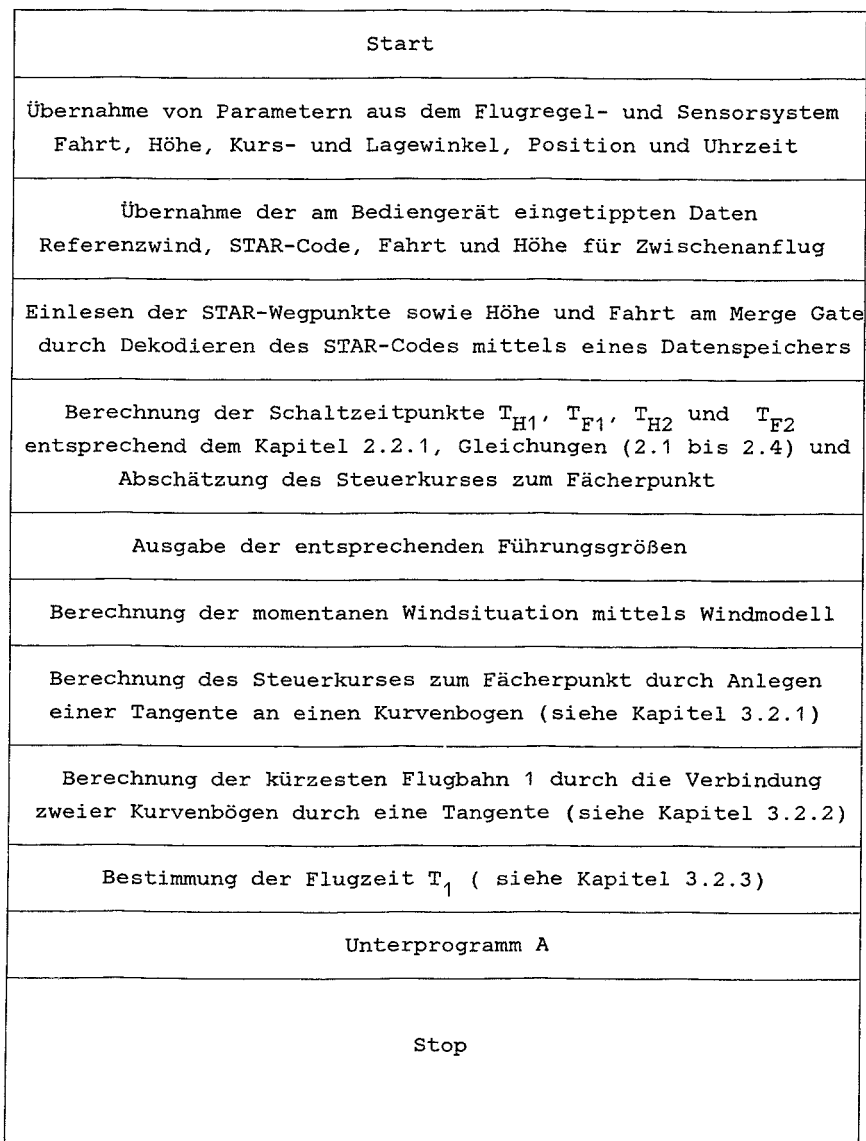


Bild 12. Struktogramm der 4D-Bahnrechnung.

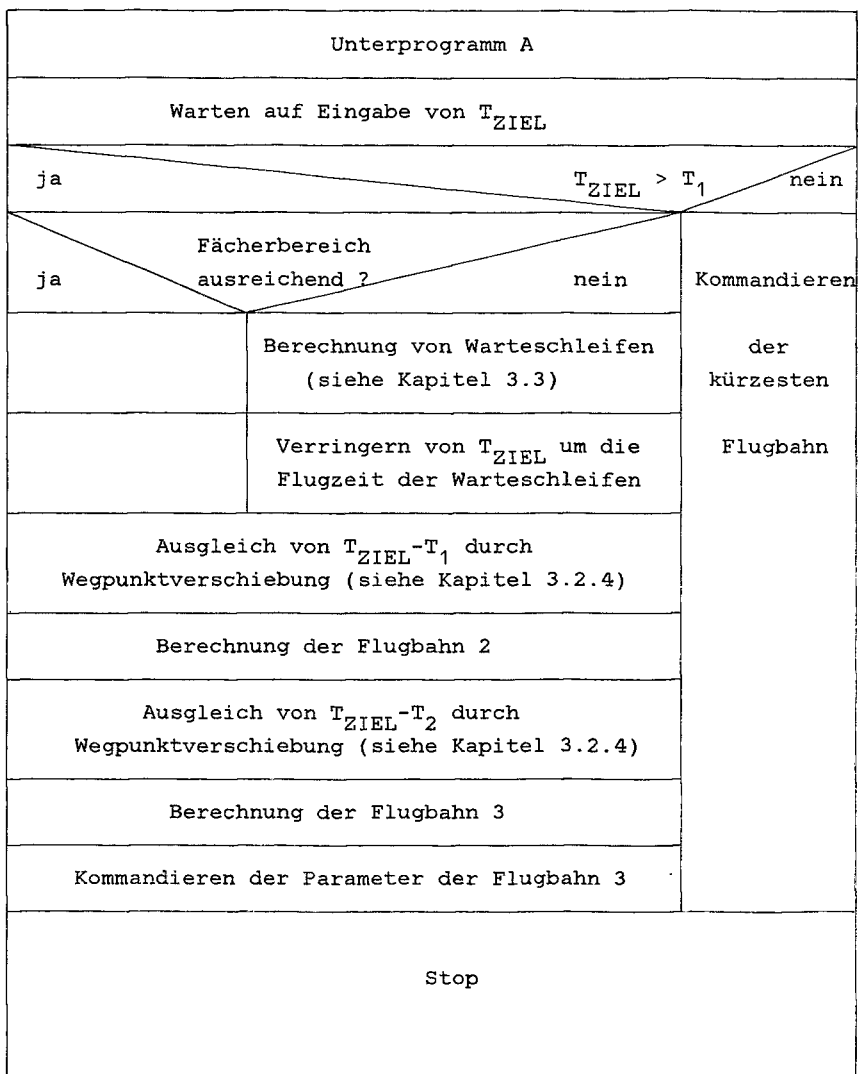


Bild 13. Struktogramm der 4D-Bahnrechnung (Unterprogramm A).

3.4.2 Struktogramm der Algorithmen zur Zeiteinhaltung

Das Bild 14 auf S.41 enthält ein Struktogramm der Algorithmen zur Zeiteinhaltung. Während des Anfluges ist laufend der Zeitfehler zu berechnen. Überschreitet er die vorgegebenen Grenzwerte, dann erfolgt die Berechnung einer korrigierten Flugbahn.

Das Programm zur Zeiteinhaltung beginnt mit der Berechnung des Zeitfensters, welches die erlaubten Zeitfehlergrenzen beschreibt (siehe Bild 5 auf S.23). Dann durchläuft das Programm von $t=0$ bis $t=T_{\text{ZIEL}}$ eine Schleife im Takt von 2 s, in der die erforderlichen Kurskorrekturen für einen Zeitausgleich ermittelt werden.

Die Berechnung des Zeitfehlers entsprechend dem im Kapitel 3.2.3 beschriebenen Verfahren sowie die Ermittlung der korrigierten Flugbahn setzt wieder die Kenntnis der momentanen Windsituation voraus, d.h. die in den folgenden Kapiteln beschriebenen Verfahren der Windmodellierung und Windvorhersage gelangen zur Anwendung.

Für den Zeitfehler ergibt sich entsprechend dem Rechenzyklus alle 2 s ein neuer Wert. Die Berechnung des Zeitfehlers geht aus von der momentanen Flugzeugposition und liefert als Ergebnis den Zeitfehler am Merge Gate, d.h. die Berechnungen erstrecken sich über die ganze Länge der vorausliegenden Flugbahn.

Falls der Zeitfehler außerhalb des Zeitfensters liegt und sich das Flugzeug zwischen dem Fächerpunkt WP_{FP} und dem Wegpunkt der letzten Bahnkorrektur WP_{LK} befindet, ist die Berechnung einer korrigierten Flugbahn möglich. Um entsprechend dem im Kapitel 3.2.4 beschriebenen Verfahren zwei um ± 500 m in der Länge variierende Flugbahnen, einen Zeitausgleich entsprechend der Zeitdifferenz $T_{1/2}$ und T_{ZIEL} durch Wegpunktverschiebung und die Berechnung einer dritten Flugbahn unter Echtzeitbedingungen zu ermöglichen, ist die Extrapolation der momentanen Position des Flugzeugs erforderlich. Erreicht das Flugzeug den extrapolierten Wegpunkt, dann wird die in der Zwischenzeit berechnete Kurskorrektur kommandiert.

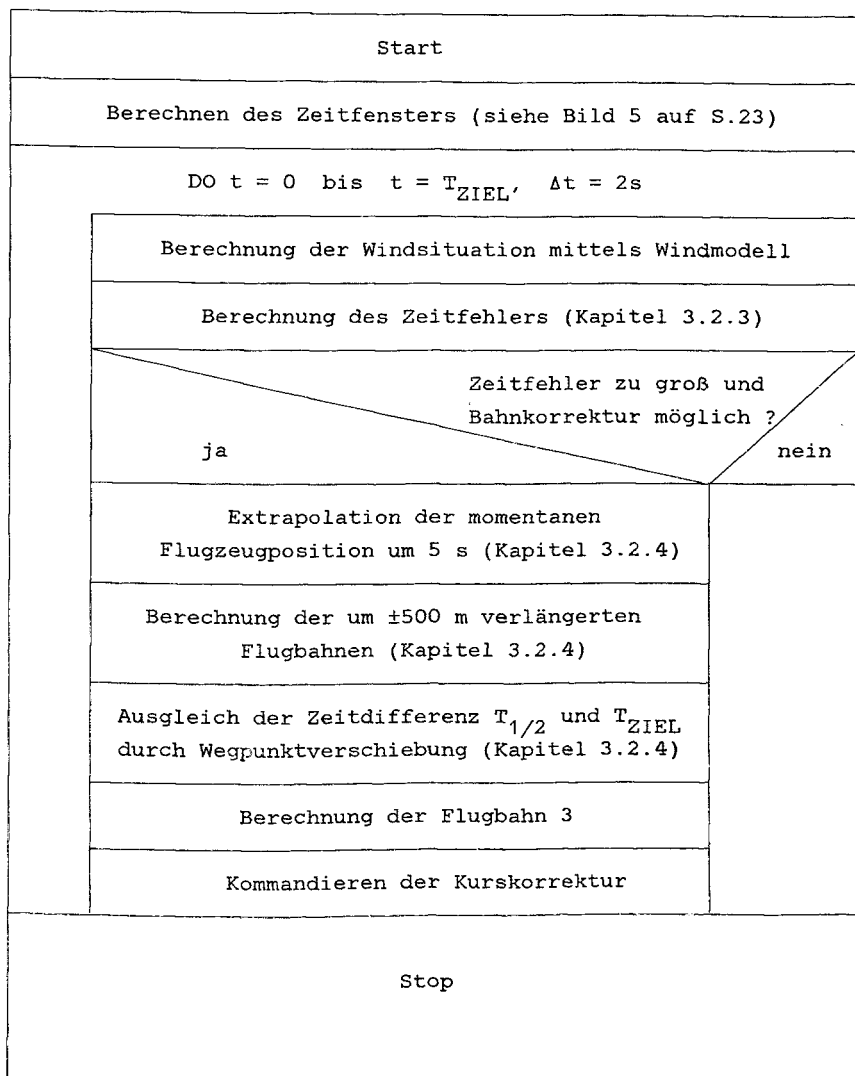


Bild 14. Struktogramm der Algorithmen zur Zeiteinhaltung.

3.5 Rechenzeit- und Speicherplatzbedarf der Algorithmen

In der Tabelle 1 sind die einzelnen Rechenzeiten für einen Prozeßrechner vom Typ NORDEN 11/34M bei einer Programmierung in FORTRAN IV aufgelistet.

Erste Vorausrechnung der Flugbahn (A)	3.5 s
laufende Zeitverfolgung maximal (B)	0.3 s
Bahnkorrektur zum Zeitausgleich (C)	3.0 s
Einkurven zum Fächerpunkt	0.04 s
Berechnung einer einzelnen Flugbahn	1.0 s
Berechnung einer Warteschleife	0.5 s

Tab. 1: Rechenzeiten der Algorithmen zur 4D-Navigation.

Für die einzelnen Schritte benötigt der 4D-Rechner unterschiedlich viel Rechenzeit, die vom Umfang und der Komplexität der aktivierten Algorithmen abhängt. Für den Teil A, der erstmaliger Berechnung der 4D-Flubahn, sind insgesamt 3.5 s erforderlich. Falls die Berechnung von Warteschleifen entfällt, genügen insgesamt 3 s zur Ermittlung aller Führungsgrößen der 4D-Flugbahn.

Die laufende Zeitberechnung liefert dem Piloten den momentanen Zeitfehler. Die Berechnungen basieren auf numerischen Integrationen bezüglich der vorausliegenden Flugbahn, d.h. die Rechenzeiten nehmen mit Annäherung an das Merge Gate ab und dauern maximal 0.3 s. Die Berechnung einer korrigierten Flugbahn zum Zeitausgleich enthält die Bestimmung von insgesamt 3 einzelnen Flugbahnen und erfordert ca. 3 s.

Die Umsetzung der Algorithmen in ein FORTRAN-Programm erfolgte unter dem Gesichtspunkt eines minimalen Rechenzeitbedarfs und unter den Randbedingungen einer Echtzeitanwendung des Programms. Insgesamt bestehen die Algorithmen zur 4D-Bahnrechnung aus ca. 2000 FORTRAN-Statements und belegen 40 kbyte Speicherplatz.

4. Messung des Windes

Als Wind im meteorologischen Sinn bezeichnet man die horizontalen Komponenten der Luftströmung. Die Windrichtung kennzeichnet jene Richtung, aus der die Luftströmung kommt, und die Windstärke entspricht der Geschwindigkeit dieser Luftströmung. Dem Wind überlagert ist eine mehr oder weniger ausgeprägte Böigkeit [9]. Da bei der Abschätzung der Flugzeiten nur die niederfrequenten Anteile des Windes interessieren, ist eine Filterung der Windsignale erforderlich.

Entsprechend den Voraussetzungen des entwickelten 4D-Navigationssystems interessiert nur der Wind im Höhenbereich zwischen FL30 und FL100. Die Reibungseffekte in der bodennahen Grenzschicht brauchen deshalb nicht betrachtet zu werden. Unterhalb der FL30 schaltet sich die Betriebsart 4D-NAV aus und der Anflug setzt sich dann mit der automatischen Betriebsart AUTOLAND fort.

Die angestrebten zeitlichen Genauigkeiten von automatischen 4D-Anflügen von ± 5 s lassen sich nur erzielen, wenn die Windsituation - insbesondere im Bereich der Anfluggrundlinie - mit hoher Genauigkeit modelliert und damit vorhergesagt werden kann [10]. Die zeitlichen Genauigkeiten hängen direkt mit den bei der Windberechnung auftretenden Fehlern zusammen. Es gilt :

$$(4.1) \quad \delta t = \int_0^t \delta v_W(t) / v_K(t) * dt .$$

Danach verursacht eine falsche Windvorhersage δv_W von z.B. 5 kts bei einer Übergrundgeschwindigkeit von 180 kts bereits nach 3 min einen Zeitfehler δt von 5 s. Daraus folgt die Forderung, daß der Wind über der Anfluggrundlinie in einem Genauigkeitsbereich deutlich unter ± 5 kts bekannt sein muß, um zeitliche Genauigkeiten von ± 5 s zu ermöglichen.

4.1 Methoden der Windmessung

Die Messung des Windes, der momentan an einem bestimmten Ort herrscht, kann nach folgenden Prinzipien erfolgen:

- Bodengebundene, an Gebäuden oder Türmen installierte Windmeßgeräte, wie z. B. Schalenanemometer.
- Ballonaufstiege mit Radiosonden.
- Fernmessung des Windes, basierend auf der Dopplerverschiebung von rückgestreuten Signalen in einem Frequenzbereich, der sich von akustischen Wellen, über Radiowellen und Mikrowellen bis hin zu LASER-Wellenlängen erstreckt.
- Berechnung der Vektordifferenz aus der Übergrundgeschwindigkeit und der wahren Fluggeschwindigkeit an Bord eines Flugzeugs.

Die bodengebundenen Windmeßgeräte eignen sich nicht für eine Messung des Windes in dem sich bis FL 100 in der Höhe ausdehnenden Luftraum einer TMA. Häufig weicht auch der Wind in FL30 extrem von dem in Bodennähe gemessenen Wind ab. Deshalb lassen sich diese Daten kaum für die hier angesprochenen Aufgaben der 4D-Flugbahnführung verwenden.

Die von Wetterdiensten regelmäßig durchgeführten Ballonaufstiege mit Radiosonden liefern sehr genaue Windprofile im unmittelbaren Bereich der Messungen. Um die aktuellen Windprofile in einem größeren Bereich des Luftraumes zu erfassen, wären allerdings eine Vielzahl von Ballonaufstiegen in einer kurzen zeitlichen Reihenfolge erforderlich, was unvertretbar hohe Kosten verursachen würde.

Die Verfahren der Fernmessung des Windes bieten die Möglichkeit, den gesamten Luftraum einer TMA zu erfassen. Zur Zeit befinden sich solche Meßverfahren noch in der Entwicklung bzw. in der Erprobung. Außerdem sind relativ aufwendige Antennen- und Auswerteanlagen erforderlich [11,12].

4.2 Windmessung mit bordüblichen Sensoren

Zur Berechnung des Windes aus der Vektordifferenz von Übergrundgeschwindigkeit und wahrer Fluggeschwindigkeit eines Flugzeugs genügen die an Bord eines modernen Verkehrsflugzeuges ohnehin vorhandenen Sensorsysteme. Die Trägheitsnavigationsanlage liefert die Übergrundgeschwindigkeit und den Steuerkurs, die wahre Fluggeschwindigkeit wird im Luftdatenrechner bestimmt. Der Zusammenhang zwischen den verschiedenen Geschwindigkeiten läßt sich graphisch durch das im Bild 15 dargestellte Winddreieck veranschaulichen

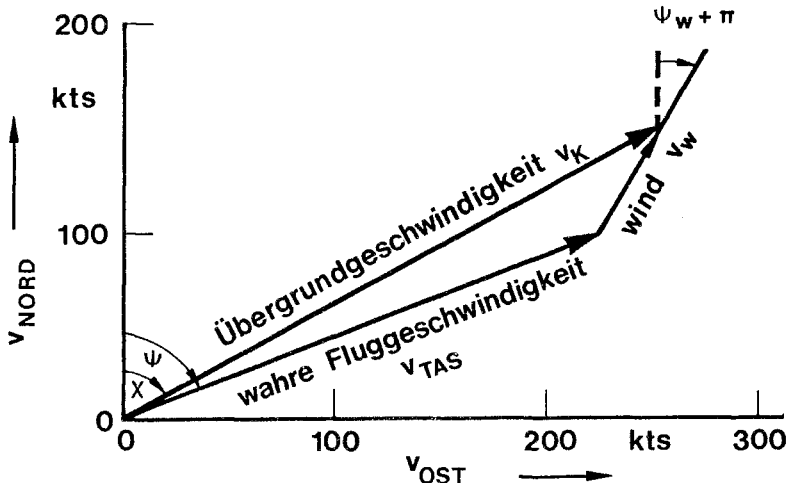


Bild 15. Darstellung des Winddreiecks.

und mathematisch durch die folgenden Gleichungen beschreiben:

$$(4.2) \quad \vec{v}_W = \begin{bmatrix} v_{WE} \\ v_{WN} \end{bmatrix} = v_K \begin{bmatrix} \sin \chi \\ \cos \chi \end{bmatrix} - v_{TAS} \begin{bmatrix} \sin \psi \\ \cos \psi \end{bmatrix}$$

$$(4.3) \quad v_W^2 = v_{WE}^2 + v_{WN}^2$$

$$(4.4) \quad \psi_W = \arctan(v_{WE}/v_{WN}) + \pi.$$

Die Addition von π in der Gleichung (4.4) berücksichtigt die unterschiedliche Definition der mathematischen und der meteorologischen Windrichtung.

Bei den Gleichungen (4.2, 4.3) handelt es sich um eine stark vereinfachte mathematische Beziehung, die weder den Einfluß von Roll-, Anstell- und Schiebewinkel, noch die Meßfehler der Sensoren, wie z.B. des Staurohres [13] enthalten. Außerdem sind nach [14] die Fehler bei der Windberechnung auch noch vom Steuerkurs und der Fluggeschwindigkeit abhängig.

Besonders große Fehler der Windmessung können im Kurvenflug auftreten. Mit dem Ansatz

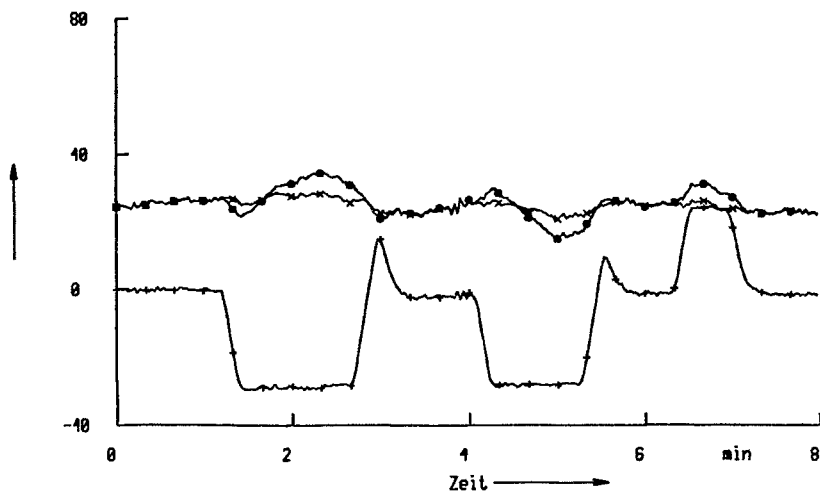
$$(4.5) \quad \delta\psi \approx \alpha \cdot \sin(\phi)$$

läßt sich der Steuerkurs ψ in der Gleichung (4.2) korrigieren und man erreicht damit im Kurvenflug schon eine wesentliche Verbesserung der Windmessung. Allerdings setzt die Gleichung (4.5) die Kenntnis des Anstellwinkels voraus, der sich entweder direkt messen oder aus der Fluggeschwindigkeit abschätzen läßt.

An einem Beispiel soll die Problematik der Windmessung im Kurvenflug verdeutlicht werden. In Bild 16 auf S.47 sind dazu jeweils 3 Kurven gegenübergestellt. Die Kurve 1 im oberen Teil des Bildes zeigt für einen aus den Flugversuchen ausgewählten Flugbahnabschnitt den Verlauf einer nach Gleichung (4.2) berechneten Windstärke. Der entsprechende Verlauf der nach Gleichung (4.5) korrigierten Windstärke ist in Kurve 2 dargestellt. In der Kurve 3, dem Verlauf des Rollwinkels, erkennt man insgesamt 3 Kursänderungen. Deutlich fällt die starke Korrelation zwischen dem berechneten Wind und dem Rollwinkel auf und wie durch den Korrekturterm dieser Einfluß reduziert werden kann. Die Fehler der unkorrigierten Windmeßformel steigen bis ca. 7 kts an.

Der untere Teil der Darstellung enthält die entsprechenden Verläufe für die Windrichtung. Ohne den Korrekturterm nach Gleichung (4.5) ergeben sich Fehler bis zu ca. 15 Grad.

Kurve 1: Berechnete Windstaerke (kts) —○—
 Kurve 2: Korrigierte Windstaerke (kts) —x—
 Kurve 3: Rollwinkel (Grad) —+—



Kurve 1: Berechnete Windrichtung (kts) —○—
 Kurve 2: Korrigierte Windrichtung (kts) —x—
 Kurve 3: Rollwinkel (Grad) —+—

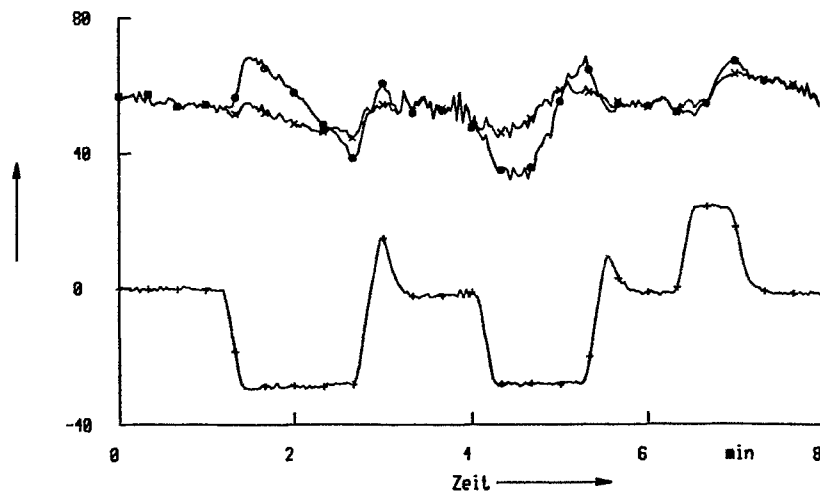


Bild 16. Korrektur der Windmessung im Kurvenflug.

5. Ansatz für ein Windmodell

Der folgende allgemeine Ansatz für ein Windmodell am Ort der Windmessung (x_{EM} , x_{NM}) wurde gewählt [9]:

$$(5.1) \quad v_{WM} = v_W(h_0) \cdot (h/h_0)^p + g_{SE} \cdot (x_E - x_{EM}) + g_{SN} \cdot (x_N - x_{NM})$$

$$(5.2) \quad \psi_{WM} = \psi_W(h_0) + g_{RE} \cdot (x_E - x_{EM}) + g_{RN} \cdot (x_N - x_{NM}) + g_{RH} \cdot (h - h_0).$$

Die Terme $v_W(h_0)$ und $\psi_W(h_0)$ entsprechen der Windstärke bzw. der Windrichtung in einer Referenzflughöhe h_0 ($h \geq h_0$). Die Windgradienten beziehen sich auf die Position x_{EM} , x_{NM} und h_0 . Damit läßt sich die Windstärke bzw. die Windrichtung am Ort x_E , x_N und h berechnen.

Durch das Potenzgesetz in Gleichung (5.1) kommt zum Ausdruck, daß die Windstärke im statistischen Mittel mit der Flughöhe zunimmt. Der Turbulenzzustand der Luft wird mit dem Exponent p beschrieben, der zwischen $p=0$ für eine vollständige Durchmischung und $p=1$ für eine laminare Strömung variiert und in Mitteleuropa durchschnittlich 0.25 beträgt. Die horizontalen Windänderungen werden durch Windgradienten dargestellt.

Für die Windrichtung wurde in Gleichung (5.2) ein linearer Ansatz unter Berücksichtigung der Windrichtungsgradienten in den 3 geodätischen Koordinatenachsen gewählt.

5.1 Berechnung der Parameter des Windmodells

Mit der Näherung

$$(5.3) \quad g_{SE} = g_{SN} = g_{RE} = g_{RN} \approx 0$$

genügen zur Berechnung der Windmodell-Parameter $v_W(h_0)$, p , $\psi_W(h_0)$ und g_{RH} 2 Meßpunkte in 2 unterschiedlichen Höhen h_1 und h_2 . Aus den Gleichungen (5.1, 5.2) ergibt sich dann:

$$(5.4) \quad v_{W1} = v_W(h_0) * (h_1/h_0)^p$$

$$(5.5) \quad v_{W2} = v_W(h_0) * (h_2/h_0)^p$$

$$(5.6) \quad \psi_{W1} = \psi_W(h_0) + g_{RH} * (h_1 - h_0)$$

$$(5.7) \quad \psi_{W2} = \psi_W(h_0) + g_{RH} * (h_2 - h_0).$$

Nach Umformung der Gleichungen (5.4 bis 5.7) lassen sich die Parameter des Windmodells wie folgt berechnen:

$$(5.8) \quad p = \log(v_{W1}/v_{W2}) * [\log(h_1/h_2)]^{-1}$$

$$(5.9) \quad v_W(h_0) = v_{W1} * (h_0/h_1)^p$$

$$(5.10) \quad g_{RH} = (\psi_{W1} - \psi_{W2}) / (h_1 - h_2)$$

$$(5.11) \quad \psi_W(h_0) = \psi_{W1} - g_{RH} * (h_1 - h_0).$$

5.2 Überprüfung des Windmodells

Das mit den Gleichungen (5.1, 5.2) beschriebene Windmodell wird nun mit vermessenen Windprofilen überprüft. Die verwendeten Daten stammen vom Wetteramt Hannover und basieren auf Ballonaufstiegen von Radiosonden. Jedes dieser Windprofile beginnt bei 300m Höhe und endet bei 3000m (FL100). Der Start der Radiosonden erfolgte jeweils um 6, 12 und 18 Uhr GMT und insgesamt wurden ca. 100 Windprofile der Monate Juni und Juli 1980 ausgewertet.

Die Daten des Wetteramtes Hannover geben den Wind in 4 einzelnen Höhen 300m, 900m, 1500m und 3000m an. Mit der Höhe $h_1=300m$ und der Höhe $h_4=3000m$ wurden zunächst die Parameter p und g_{RH} entsprechend den Gleichungen (5.8, 5.10) ermittelt und im Bild 17 auf S.50 für die einzelnen Windprofile aufgetragen. Die Parameter p unterscheiden sich stellenweise erheblich von dem üblichen Wert von 0.25 : Eine Abnahme der Windstärke mit der Höhe führt sogar zu negativen Exponenten für das Windmodell. Bezüglich der Drehung der Windrichtung schwanken die Werte in einem Bereich zwischen ± 2 Grad/FL.

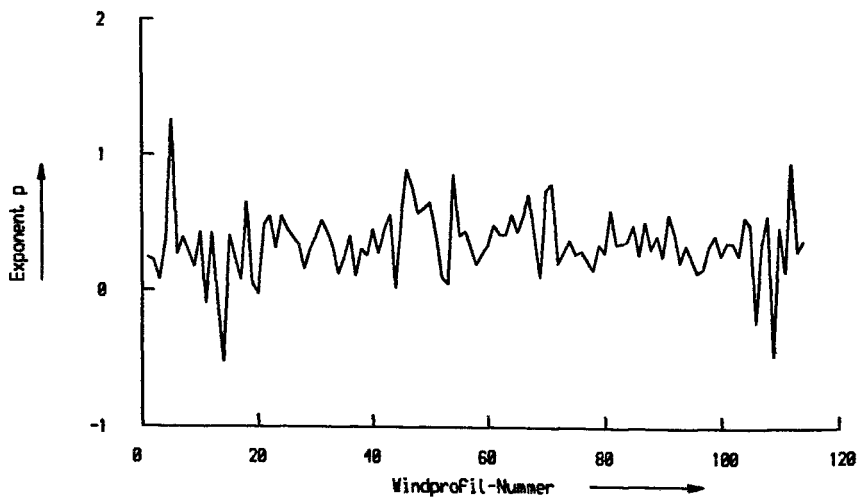
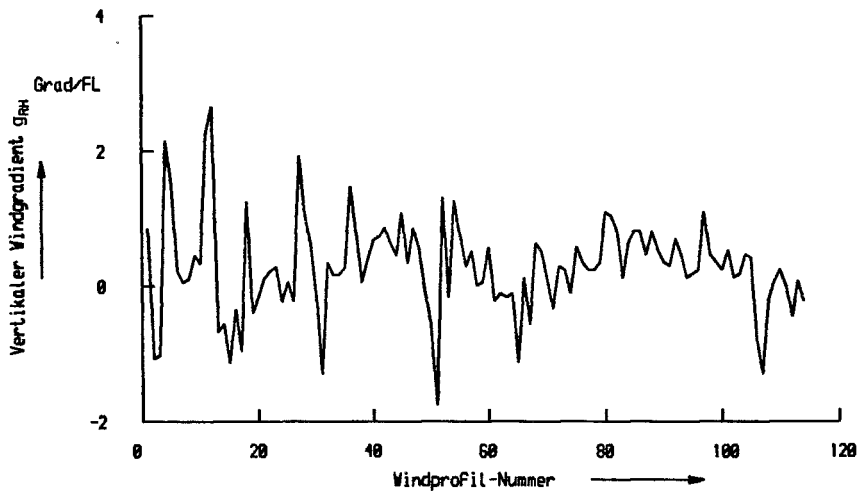


Bild 17. Berechnete Windmodell-Parameter aus 100 Windprofilen.

Berechnet man mittels der Gleichungen (5.9, 5.11) die Parameter $v_W(h_0)$ und $\psi_W(h_0)$ dann sind alle Parameter des Windmodells bestimmt und es läßt sich die Differenz aus berechnetem und gemessenem Wind in der dazwischen liegenden Höhe von $h_3=1500\text{m}$ bestimmen:

$$(5.12) \quad \delta v_W(h_3) = v_{W\text{mess}}(h_3) - v_{WM}(h_3)$$

$$(5.13) \quad \delta \psi_W(h_3) = \psi_{W\text{mess}}(h_3) - \psi_{WM}(h_3).$$

Im Bild 18 auf S.52 sind diese Differenzen dargestellt. Man erkennt Abweichungen von maximal 18 kts bzw. 60 Grad.

Eine statistische Auswertung ergibt folgende, in der Tabelle 2 enthaltenen und auf $h=1500\text{ m}$ bezogene Mittelwerte und Standardabweichungen.

	Mittelwert	Standardabweichung
$\delta v_W(h_3)$	2.2 kts	5.9 kts
$\delta \psi_W(h_3)$	6.6 Grad	16.0 Grad
Exponent p	0.345	0.24
Windddrehung g_{RH}	0.27 Grad/FL	0.7 Grad/FL

Tab. 2: Statistische Auswertung von 100 Windprofilen.

Insgesamt ergibt die Überprüfung des ausgewählten Windmodells, daß sich die Windverhältnisse in dem hier interessierenden Höhenbereich von FL30 bis FL100 mit den Gleichungen (5.1, 5.2) ausreichend gut beschreiben lassen. Allerdings können an bestimmten Tagen, wie etwa bei Inversionswetterlagen, große Abweichungen auftreten. Deshalb müssen die zunächst unbekannten Parameter $v_W(h_0)$, p , $\psi_W(h_0)$, g_{RH} sowie die 4 Gradienten während des Fluges laufend bestimmt und das Windmodell dann an die vorliegende Windsituation angepaßt werden, wobei die im folgenden Kapitel dargestellten Verfahren der Kalmanfiltertechnik zur Anwendung gelangen.

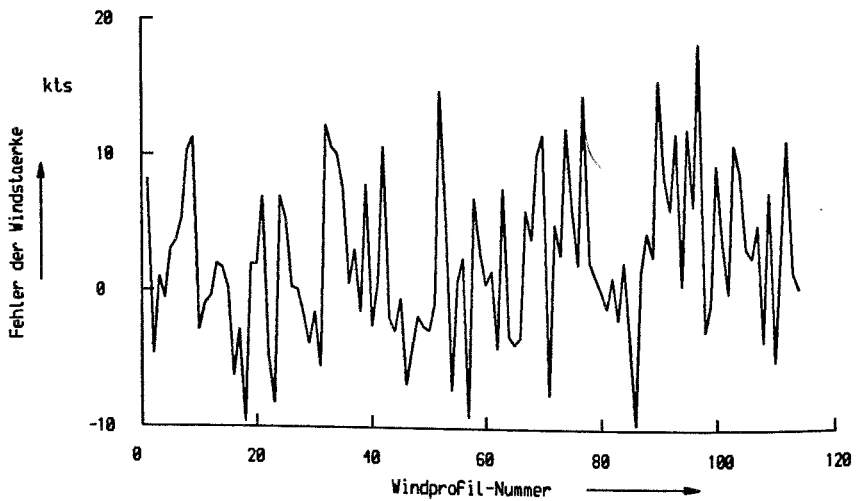
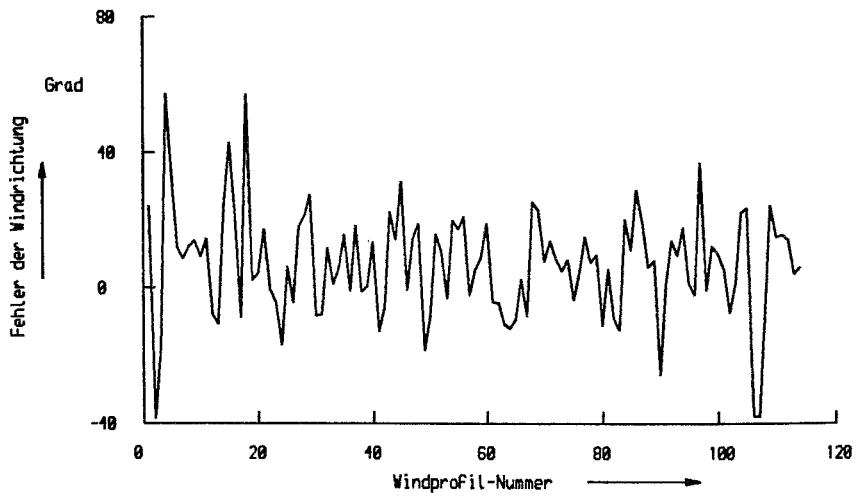


Bild 18. Modellabweichungen von Windstärke und Windrichtung.

6. Filterung der Windmeßdaten

Die meßtechnisch erfaßten, verrauschten Windmeßdaten müssen vor der Verwendung in den 4D-Navigationsalgorithmen gefiltert werden, da sich hochfrequente Windanteile nicht vorhersagen lassen und für eine Abschätzung von Flugzeiten nur der mittlere Wind interessiert. Wie im folgenden gezeigt wird, erwiesen sich die Verfahren der Kalmanfiltertechnik dazu als besonders gut geeignet, weil sich damit nicht nur der mittlere Wind bestimmen läßt, sondern durch die Verwendung eines ausreichend realistischen Windmodells auch eine genaue Windvorhersage möglich ist.

6.1 Prinzip der Filterung

Die im Bild 19 graphisch dargestellte prinzipielle Wirkungsweise des Kalmanfilters besteht in der Kombination zweier Signale, die ein komplementäres statistisches Fehlerverhalten aufweisen.

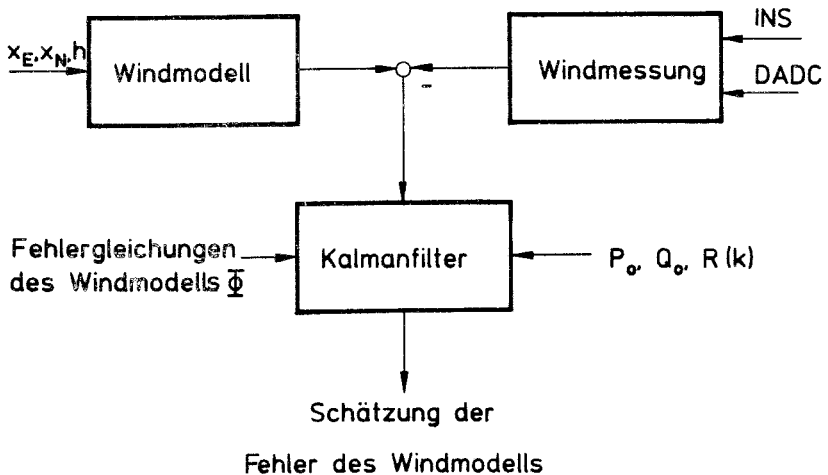


Bild 19. Prinzip des Kalmanfilters.

Das Windmodell liefert entsprechend den Gleichungen (5.1, 5.2) ausschließlich niederfrequente Signale und muß im statistischen Mittel den Windverhältnissen entsprechen. Aus der Änderung der Wetterlage, der Tageszeit, der Druckverhältnisse usw. resultieren dann niederfrequente Abweichungen vom mittleren Wind, die in Form linearer Fehlergleichungen beschrieben werden und als Systemmatrix Φ in den Filteralgorithmus eingehen.

Das hochfrequente Fehlerverhalten zeigt der aus der Vektordifferenz von Übergrundgeschwindigkeit und wahrer Fluggeschwindigkeit berechnete Wind, der auf dem Signal des Staurohres basiert und deshalb die hochfrequenten Windanteile einschließlich des eigentlichen Meßrauschens enthält.

Das Kalmanfilter verarbeitet die Differenz der niederfrequenten Signale aus den Windmodellen und der hochfrequenten Signale aus der Windmessung. Es benötigt dazu neben der Systemmatrix Φ die Kovarianzmatrix des Meßrauschens R , die das hochfrequente statistische Fehlerverhalten der eigentlichen Windmessung beschreibt, und die Kovarianzmatrix Q , welche die hochfrequenten Abweichungen vom mittleren Wind enthält. Da es sich um ein adaptives Kalmanfilter handelt, erfolgt auf der Ebene der Windmessung laufend eine Korrektur der Systemrauschmatrix Q . Dadurch läßt sich auch bei extremen Abweichungen des Windmodells von den momentanen Windverhältnissen die Divergenz der Filteralgorithmen verhindern.

Die allgemeinen Filtergleichungen [15, 16, 17] sind im Anhang A kurz erläutert.

6.2 Fehlergleichungen des Windmodells

Die Systemmatrix Φ , die bei dem hier vorliegenden Problem der Filterung von Windmeßdaten linearisierten, rekursiven Gleichungssätzen für das Fehlerverhalten des ausgewählten Windmodells entspricht, ist von entscheidendem Einfluß auf die Genauigkeit der Filterung bzw. Vorhersage des Windes. Die Herleitung dieses Fehlermodells soll nun erläutert werden:

Ausgehend vom Modell der Windstärke nach Gleichung (5.1) kann man eine rekursive Schreibweise einführen. Zum Zeitpunkt k gilt

$$(6.1) \quad v_W(k) = v_W(h_0) * [h(k)/h_0]^P + \\ + g_{SE} * [x_E(k) - x_{EM}] + g_{SN} * [x_N(k) - x_{NM}].$$

Partielles Differenzieren der Gleichung (6.1) nach den Fehleranteilen $\delta v_W(h_0)$, δp und $\delta g_{SE/SN}$ ergibt die Gleichung (6.2):

$$(6.2) \quad \delta v_W(k) = [h(k)/h_0]^P * \delta v_W(h_0) + \\ + v_W(h_0) * f(x) * [h(k)/h_0]^P * \delta p + \\ + [x_E(k) - x_{EM}] * \delta g_{SE} + [x_N(k) - x_{NM}] * \delta g_{SN} \\ f(x) = \ln(x) \approx 2 * (x-1)/(x+1); \quad x = h(k)/h_0; \quad 1 \geq x \geq 3.$$

Um zu einer rekursiven Darstellung des Fehlerverhaltens zu gelangen, betrachtet man nun die Gleichung (6.2) nach einem Abtastschritt. Mit den in den Gleichungen (6.3, 6.4) gegebenen Abkürzungen geht die Gleichung (6.2) zum Zeitpunkt k+1 in die Gleichung (6.5) über:

$$(6.3) \quad \Delta h(k) = h(k+1) - h(k),$$

$$(6.4) \quad \Delta x(k) = x(k+1) - x(k),$$

$$(6.5) \quad \delta v_W(k+1) = \{ [h(k) + \Delta h(k)] / h_0 \}^P * \delta v_W(h_0) + \\ + v_W(h_0) * f(x) * \{ [h(k) + \Delta h(k)] / h_0 \}^P * \delta p + \\ + [x_E(k) + \Delta x_E(k) - x_{EM}] * \delta g_{SE} + \\ + [x_N(k) + \Delta x_N(k) - x_{NM}] * \delta g_{SN}.$$

Mit der Näherung (6.6) und unter Verwendung der Gleichung (6.2) läßt sich aus Gleichung (6.5) die Gleichung (6.7) herleiten.

$$(6.6) \quad \{ [h(k) + \Delta h(k)] / h_0 \}^P \approx [h(k)/h_0]^P * [1 + p * \Delta h(k)/h(k)]$$

$$(6.7) \quad \delta v_W(k+1) = \delta v_W(k) + p * [h(k)/h_0]^P * [\Delta h(k)/h(k)] * \delta v_W(h_0) + \\ + v_W(h_0) * p * f(x) * [h(k)/h_0]^P * [\Delta h(k)/h(k)] * \delta p + \\ + \Delta x_E(k) * \delta g_{SE} + \Delta x_N(k) * \delta g_{SN}.$$

Aus der Gleichung (6.7) ergibt sich unmittelbar eine Matrizen-
darstellung für die Fehlerentwicklung des Windmodells.

$$(6.8) \quad \Phi_S = \begin{bmatrix} 1 & \Phi_S(1,2) & \Phi_S(1,3) & \Phi_S(1,4) & \Phi_S(1,5) \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Phi_S(1,2) = \Delta x_E(k)$$

$$\Phi_S(1,3) = \Delta x_N(k)$$

$$\Phi_S(1,4) = p^*[h(k)/h_0]^{p*}[\Delta h(k)/h(k)]$$

$$\Phi_S(1,5) = v_W(h_0) * p * f(x) * [h(k)/h_0]^{p*}[\Delta h(k)/h(k)].$$

Für den der Systemmatrix zugeordneten Systemvektor gilt dann die Gleichung (6.9), d.h. es handelt sich hier um ein Fehlermodell 5. Ordnung.

$$(6.9) \quad x_S = [\delta v_W, \delta g_{SE}, \delta g_{SN}, \delta v_W(h_0), \delta p]^T.$$

Bezüglich der Windrichtung läßt sich das Fehlermodell sofort hinschreiben, weil es sich bei der Modellierung der Windrichtung um einen linearen Ansatz handelt. Für das Fehlermodell ergibt sich die Gleichung (6.10) und für den Zustandsvektor die Gleichung (6.11)

$$(6.10) \quad \Phi_R = \begin{bmatrix} 1 & \Phi_R(1,2) & \Phi_R(1,3) & \Phi_R(1,4) \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Phi_R(1,2) = \Delta x_E(k)$$

$$\Phi_R(1,3) = \Delta x_N(k)$$

$$\Phi_R(1,4) = \Delta h(k)$$

$$(6.11) \quad x_R = [\delta \psi_W, \delta g_{RE}, \delta g_{RN}, \delta g_{RH}]^T.$$

Die Systemmatrizen Φ_S , Φ_R enthalten eine Vielzahl von Nullelementen, da jeweils nur die erste Zeile und die Hauptdiagonale besetzt sind. Die im Anhang A erläuterten, allgemeinen Gleichungssätze des Kalmanfilters wurden deshalb entsprechend der Struktur der vorliegenden Systemmatrizen umgeformt und um die Nullelemente bereinigt. Das Ergebnis für die Windstärke ist im Anhang B und für die Windrichtung im Anhang C angegeben.

Eine Abschätzung der Rechenschritte bezüglich der Fortschreibung der Kovarianzmatrix P ergibt 37 Multiplikationen. Ohne diese algebraischen Vereinfachungen wären entsprechend den Systemmatrizen 5. bzw. 4. Ordnung $5^3 + 4^3 = 189$ Multiplikation erforderlich. Weitere Rechenzeiteinsparungen folgen aus den anderen, um die Nullelemente bereinigten Filtergleichungen.

6.3 Bestimmung von System- und Meßrauschen

Die linearisierten Fehlermodelle gemäß den Gleichungen (6.8, 6.10) können nicht alle Abweichungen des modellierten Windes von den tatsächlichen Windverhältnissen erfassen. Deshalb interpretiert man die nichtmodellierten Fehlereinflüsse als rein zufällige Signale und beschreibt sie in der der Systemrauschmatrix Q .

Die Einstellung der Systemrauschmatrix Q setzt die statistische Auswertung von Windmeßdaten voraus. Ein zu großer Wert für das Systemrauschen würde die Unsicherheit bei der Schätzung des Windmodell-Fehlervektors $x_{S/R}$ innerhalb des Kalmanfilters erhöhen, wodurch sich der hochfrequente Anteil der eigentlichen Windmessung zu stark auf das gefilterte Windsignal auswirkt. Wählt man dagegen das Systemrauschen zu klein, dann können sich wegen der immer vorhandenen Abweichungen von modellierter und tatsächlicher Windsituation numerische Probleme beim Berechnen der Filtergleichungen ergeben.

Die in [13,14,18,19] angegebenen Zahlenwerte basieren auf den verschiedensten Windsituationen und ermöglichen eine realistische Abschätzung des Systemrauschens. Für ein durchschnittliches

Vorhersageintervall von 15 min lassen sich danach folgende Schranken für die Elemente der Kovarianzmatrix P angeben:

$$\begin{aligned}
 (6.12) \quad P_{S11}(t + 15 \text{ min}) &> (1\text{kts})^2 \\
 P_{S22}(t + 15 \text{ min}) &> (0.01\text{kts/NM})^2 \\
 P_{S33}(t + 15 \text{ min}) &> (0.01\text{kts/NM})^2 \\
 P_{S44}(t + 15 \text{ min}) &> (1\text{kts})^2 \\
 P_{S55}(t + 15 \text{ min}) &> (0.01)^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 (6.13) \quad P_{R11}(t + 15 \text{ min}) &> (10\text{Grad})^2 \\
 P_{R22}(t + 15 \text{ min}) &> (0.1\text{Grad/NM})^2 \\
 P_{R33}(t + 15 \text{ min}) &> (0.1\text{Grad/NM})^2 \\
 P_{R44}(t + 15 \text{ min}) &> (1.0\text{Grad/FL})^2.
 \end{aligned}$$

Wertet man die Kovarianzgleichung (A.2) für 15 min aus, dann ergibt sich mit den Bedingungen (6.12, 6.13) für die Elemente der Systemrauschmatrizen Q_S und Q_R :

$$\begin{aligned}
 (6.14) \quad Q_S(1,1) &= 0.00025 \text{ (m/s)}^2/\text{s} + Q_{SA} \\
 Q_S(2,2) &= 4.0 \cdot 10^{-15} \text{ (m/s/m)}^2/\text{s} \\
 Q_S(3,3) &= Q_S(2,2) \\
 Q_S(4,4) &= 0.00025 \text{ (m/s)}^2/\text{s} \\
 Q_S(5,5) &= 1.0 \cdot 10^{-7}/\text{s}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 (6.15) \quad Q_R(1,1) &= 4. \cdot 10^{-5} / \text{s} + Q_{RA} \\
 Q_R(2,2) &= 1.0 \cdot 10^{-15} \text{ (1/m)}^2/\text{s} \\
 Q_R(3,3) &= Q_R(2,2) \\
 Q_R(4,4) &= 3. \cdot 10^{-10} \text{ (rad/m/s)}^2.
 \end{aligned}$$

Den adaptiven Anteil $Q_{SA/RA}$ des Systemrauschens berechnet man aus dem Erwartungswert über die Differenz von gemessener und geschätzter Windstärke bzw. Windrichtung über ein bezüglich der

momentanen Windmessung zurückliegendes, endliches Zeitintervall.

$$(6.16) \quad E\{[z(k) - H^* \hat{x}(k) * x(k-1)]^2\} = 1/n \sum_{i=0}^{i=n-1} [z(k-i) - H^* \hat{x}(k-i) * x(k-i-1)]^2$$

Mit der Wahl von $n=20$ und einer Abtastzeit von 2 s ergibt sich ein Zeitintervall von 40 s. Entsprechend der Theorie der Kalman-filtertechnik muß gelten:

$$(6.17) \quad B = E\{[z(k) - H^* \hat{x}(k) * x(k-1)]^2\} - P(1,1) - R(1,1) - Q(1,1)$$

$$(6.18) \quad B > 0 \rightarrow Q_A = B$$

$$(6.19) \quad B < 0 \rightarrow Q_A = 0.$$

Durch die Gleichungen (6.17 bis 6.19), die für Windstärke und Windrichtung jeweils getrennt auszuwerten sind, entsteht ein zeitvariables Systemrauschen, durch das sich das modellierte statistische Fehlerverhalten des angenommenen Windmodells an das durch die Windmessung ermittelte tatsächliche statistische Fehlerverhalten anpaßt.

Weil im Kurvenflug die Windmessung besonders fehlerbehaftet ist, wird für das Meßrauschen eine diskrete Funktion des Rollwinkels angenommen. Die angegebenen Zahlenwerte basieren auf dem statistischen Fehlerverhalten der Inertialnavigations- und Luftdatensensoren des Versuchsflugzeuges HFB 320 [13].

$$(6.20) \quad |\phi| < 3 \text{ Grad} \rightarrow R_S = 3 \text{ (m/s)}^2/\text{s} ; R_R = 0.01/\text{s}$$

$$|\phi| \geq 3 \text{ Grad} \rightarrow R_S = 9 \text{ (m/s)}^2/\text{s} ; R_R = 1/\text{s}.$$

Dadurch wichtet das Kalmanfilter im Kurvenflug, in dem die Fehler der Windmessung stark ansteigen, die Signale des Windmodells stärker, und man erreicht dadurch eine gewisse Unabhängigkeit von den Meßfehlern. Eine grobe Abschätzung mit den angegebenen Zahlenwerten und bei einer Abtastzeit von 2 s ergibt, daß für die im Kurvenflug besonders kritische Messung der Windrichtung ein Meßfehler bis zu 10 Grad auftreten darf, ohne daß sich das Windmodell an die fehlerbehaftete Windmessung anpaßt.

6.4 Diskussion eines Beispiels

Das folgende Beispiel soll die Wirkungsweise des Kalmanfilters veranschaulichen und basiert auf den Daten eines am 18. Mai 1983 in der Zeit von 10 Uhr bis 12 Uhr durchgeführten Flugversuches.

6.4.1 Windstärke

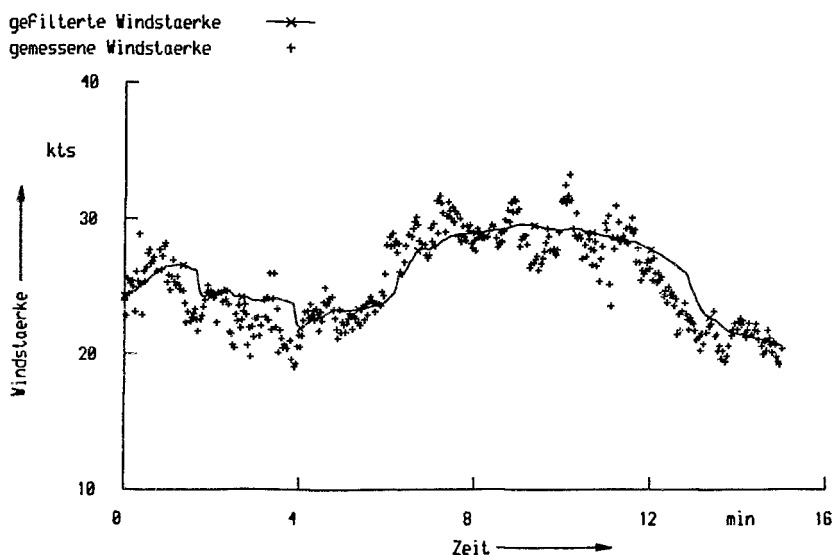


Bild 20. Gemessene und gefilterte Windstärke.

Das Bild 20 stellt als Funktion der Flugzeit die Meßpunkte der Windstärke und das gefilterte Signal dar. Der entscheidende Vorteil bei dieser Art der Filterung liegt jedoch nicht in der Berechnung des geglätteten Windsignals, sondern es kommt vielmehr darauf an, trotz der auffallend stark streuenden Meßpunkte die Parameter des Windmodells mit einer im Hinblick auf die Windvorhersage ausreichenden Genauigkeit zu schätzen.

Das Bild 21 gibt z.B. den Verlauf der Referenzwindstärke $v_W(h_0)$ wieder. Man erkennt, wie der Wert von $v_W(h_0)$ von 12.5 kts nach 4 min auf ca. 10.5 kts absinkt und dann wieder langsam bis 11 kts ansteigt. Dadurch paßt sich dieser Parameter des Windmodells laufend an die tatsächliche Windsituation an.

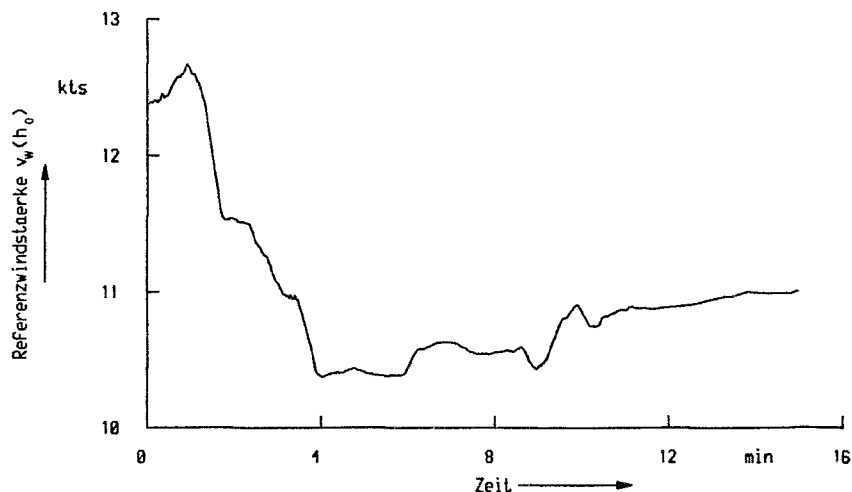


Bild 21. Verlauf der geschätzten Referenzwindstärke $v_W(h_0)$.

Bei den Flugversuchen entsprach die Referenzhöhe h_0 der Flughöhe am Merge Gate. Damit ist die Genauigkeit des Windmodell-Parameters $v_W(h_0)$ von entscheidender Bedeutung für die erzielbaren zeitlichen Genauigkeiten bei den 4D-Anflügen. Bereits beim Start des 4D-Navigationsprogramms ermittelt das Kalmanfilter einen Schätzwert für $v_W(h_0)$, d.h. es bestimmt den Wind in der Höhe des Merge Gates. Während des Anfluges ergeben sich laufend neue Werte für $v_W(h_0)$, wobei mit Annäherung der Flughöhe an h_0 sich die Genauigkeit des Schätzwertes wegen des abnehmenden Vorhersageintervalls ständig verbessert. Bei der letzten, für die erzielbaren zeitlichen Genauigkeiten besonders wichtigen Kurskorrektur liegt dann die größte Genauigkeit für den Wert von $v_W(h_0)$ vor.

Das Bild 22 stellt den zeitlichen Verlauf des geschätzten Windmodell-Parameters p graphisch dar. Auch hier erkennt man, wie die Nachführung des Windmodells an die mittels der Windmessungen laufend erfaßte Windsituation den Wert p von 0.3 bis ca. 0.45 ansteigen läßt.

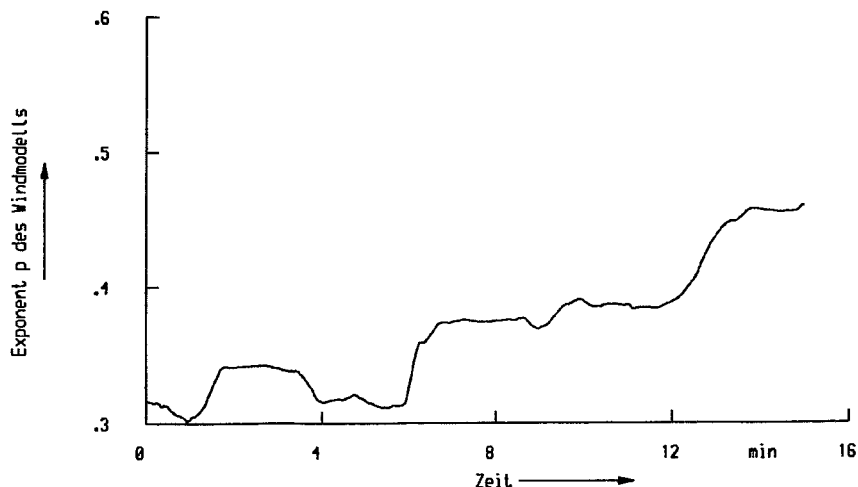


Bild 22. Geschätzter Exponent p des Windmodells.

Das Bild 23 auf S.63 zeigt die Verläufe der geschätzten horizontalen Windgradienten. Es ergeben sich relativ geringe Werte, d.h. die Beiträge der horizontalen Windgradienten zur Windstärke waren an diesem Flugversuchstag zu vernachlässigen.

Auch bei den anderen Flugversuchen ergaben sich nur sehr geringe horizontale Windgradienten. Allerdings würde eine Vernachlässigung dieser Parameter im Ansatz des Windmodells die Genauigkeit der Schätzung der wichtigen Parameter $v_W(h_0)$ und p stark beeinträchtigen, weil sich dann viele der nichtmodellierten Windeffekte nicht mehr in den Windgradienten abbilden können und dann die Schätzung von $v_W(h_0)$ und p verfälschen.

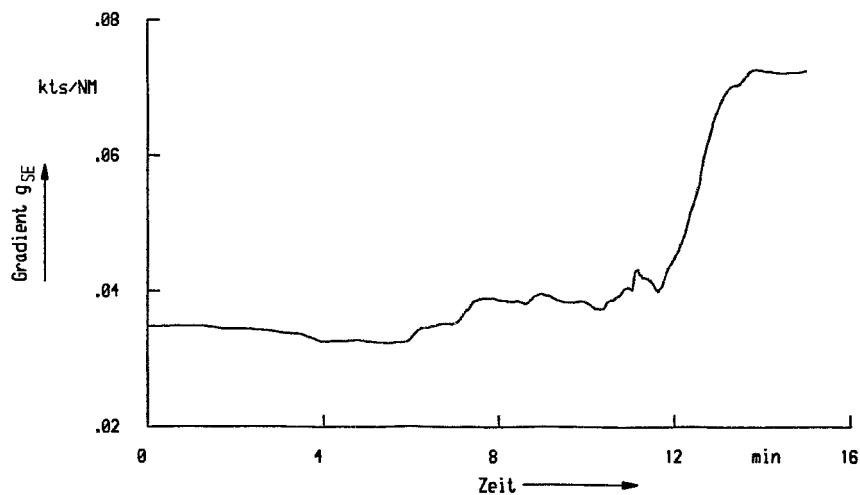
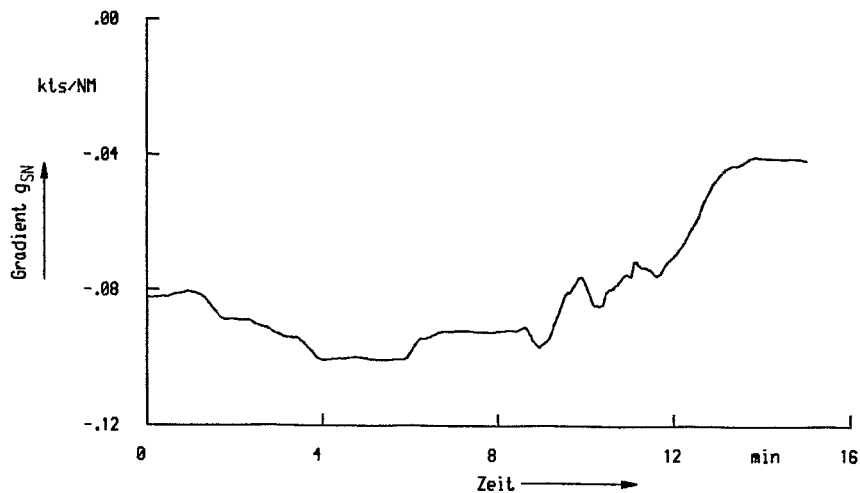


Bild 23. Geschätzte horizontale Windgradienten der Windstärke.

6.4.2 Windrichtung

Das Bild 24 stellt die gemessenen und die gefilterten Signale der Windrichtung für einen ausgewählten Flugversuch dar.

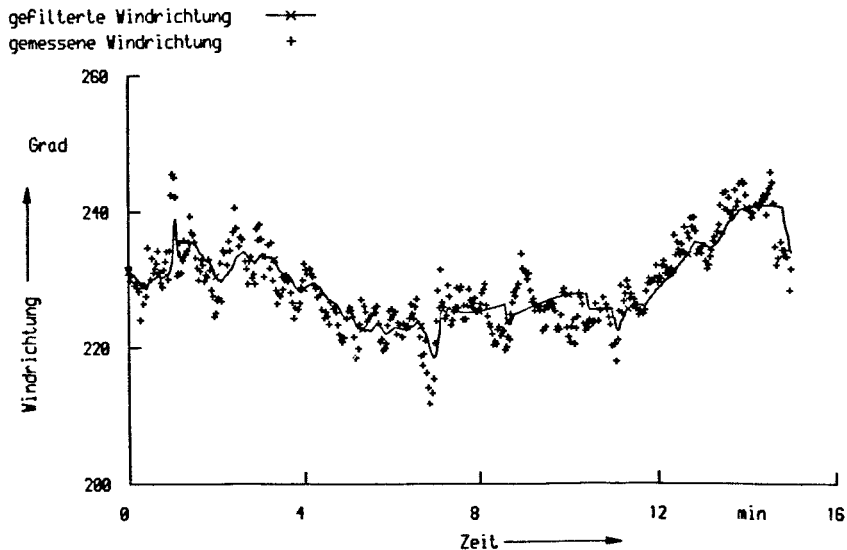


Bild 24. Gemessene und gefilterte Signale der Windrichtung.

Man erkennt, daß die Windrichtung stark zwischen 210 Grad und 250 Grad schwankt. Durch die Filterung der Meßdaten, die auf einem entsprechenden Windmodell basiert, werden Meßfehler als statistisches Rauschen interpretiert und dann ausgemittelt. Allerdings sind im Verlauf des gefilterten Signals noch deutlich Einflüsse von Windböen zu erkennen, weil eine vollständige Trennung der relativ niederfrequenten Windböen von den ortsabhängigen Änderungen der Windrichtung schwierig zu realisieren ist. Besonders während der Sinkflugphasen, bei denen der Filteralgorithmus eine eventuell stark ausgeprägte Höhenabhängigkeit des Windes von niederfrequenten Böen unterscheiden muß, erweist sich die Einstellung der Filterparameter als problematisch.

Der Verlauf des geschätzten vertikalen Gradienten der Windrichtung g_{RH} ist im Bild 25 dargestellt. Er schwankt um den relativ geringen Wert von 0.1 Grad/FL, d.h. die Höhenabhängigkeit der Windrichtung war bei diesem Flugversuch nur gering ausgeprägt.

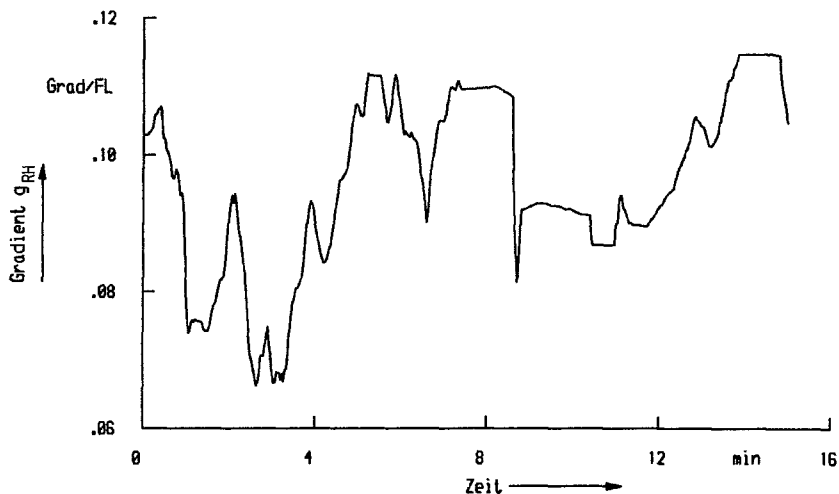


Bild 25. Geschätzter vertikaler Windgradient g_{RH} .

Bild 26 auf S.66 zeigt die geschätzten horizontalen Windgradienten. In der Nordrichtung ergeben sich Werte bis zu -0.5 Grad/NM und in der Ostrichtung schwankt der Wert um -0.3 Grad/NM. Für eine Entfernung vom Beginn des 4D-Anfluges bis zum Merge Gate von ca. 50 NM bedeutet dies eine Winddrehung von 25 Grad bzw. 15 Grad.

Insgesamt liefert der Filteralgorithmus für jeden der modellierten Windmodell-Parameter Schätzwerte, auf denen die erzielbaren zeitlichen Genauigkeiten der 4D-Anflüge basieren.

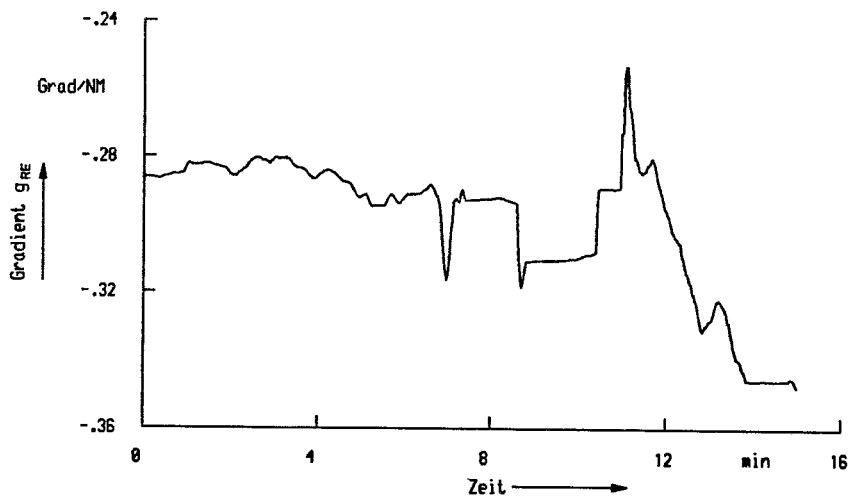
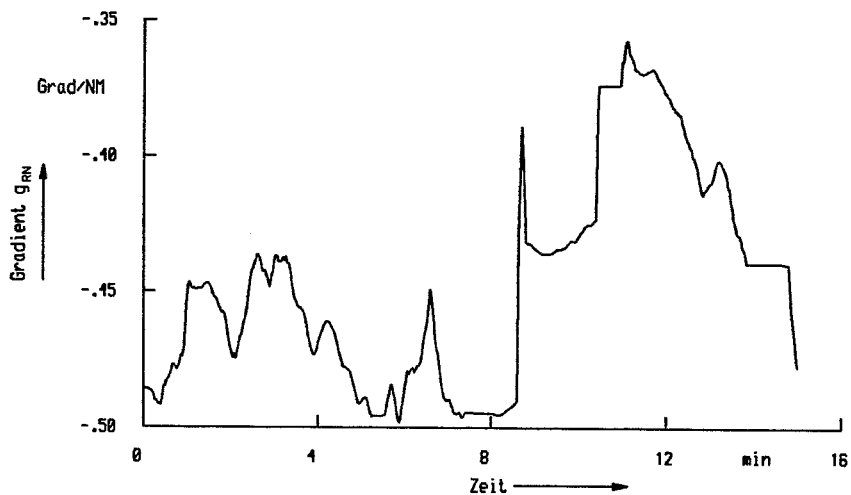


Bild 26. Geschätzte horizontale Windgradienten der Windrichtung.

7. Verfahren zur Windvorhersage bei 4D-Anflügen

Die Problematik bei der Berücksichtigung der Windsituation besteht in der Notwendigkeit, den Wind nach Stärke und Richtung entlang der zunächst nur geplanten, räumlichen Flugbahn vorherzusagen. Nur dadurch ist eine Abschätzung von Flugzeiten überhaupt möglich. Die Dauer des Vorhersagezeitraumes entspricht der Flugzeit eines 4D-Anfluges von ca. 15 min und erstreckt sich räumlich vom Beginn des 4D-Anfluges bis zur Position des Merge Gates.

Von entscheidender Bedeutung für die zeitlichen Genauigkeiten des 4D-Anfluges ist die Windvorhersage bei der letzten noch möglichen Bahnkorrektur, bei der dann die Vorhersagezeit nur noch ca. 3 min beträgt.

An Windinformationen stehen gefilterte Winddaten von den Sensoren der Flugzeuge und allgemeine meteorologische Daten zur Verfügung. Falls eine entsprechende Datenverbindung existiert, können beide Informationen ausgetauscht werden, und es ergeben sich dann verschiedene Möglichkeiten der Windvorhersage [21], die sich in

- bodenorientierte Verfahren und
- bordorientierte Verfahren

aufgliedern lassen.

7.1 Bodenorientiertes Verfahren der Windvorhersage

Sendet man die von einem einzelnen Flugzeug am Ort des Flugzeugs erfaßten Winddaten über eine Datenverbindung zu einem Bodenrechner, dann erhält man bezüglich der vorliegenden räumlichen Flugbahn eine Folge von Windmessungen. Handelt es sich um Flugzeuge, bei denen an Bord keine Trägheitsnavigationsanlage verfügbar ist, läßt sich die zur Windberechnung erforderliche Übergrundge-

schwindigkeit auch durch eine Auswertung der Signale der Bodenradaranlage gewinnen [21].

Die von den Flugzeugen stammenden Daten sowie die Windinformationen der Wetterämter kann der Bodenrechner zu einer Gesamtdarstellung der Windsituation im betreffenden Luftraum verarbeiten (Windmapping), aus der sich der Wind nach Richtung und Stärke für eine eingegebene räumliche Position auslesen läßt.

Der entscheidende Vorteil dieser Methode besteht darin, daß im Bereich von Luftstraßen und standardisierten Anflugrouten besonders viele Meßpunkte anfallen, und deshalb die Windkarte in den wichtigen Bereichen des Luftraumes die größte Genauigkeit bzw. Aktualität aufweist. So kann man etwa über der verlängerten Anfluggrundlinie eines Flughafens Windmessungen im Abstand von wenigen Minuten erhalten.

Die Generierung von Windkarten erfordert die Entwicklung von geeigneten Algorithmen zur vertikalen und horizontalen Interpolation einzelner lokaler Windmessungen. Als besonders günstig zur vertikalen Interpolation einzelner Windmessungen hat sich die kubische Spline-Funktion erwiesen. Sie ermöglicht eine glatte Verbindung beliebig vieler Stützstellen mit Polynomen 3. Ordnung. Der Wertebereich der Argumente wird dazu in N Abschnitte unterteilt und jeweils ein kubisches Polynom minimaler Krümmung mit einem nur für diesen Abschnitt gültigen Koeffizientensatz berechnet. Bei der Berechnung von Funktionswerten muß deshalb zuerst immer abgefragt werden, zu welchem Abschnitt das vorliegende Argument gehört. Als Randbedingung wird Stetigkeit an den Schnittstellen der einzelnen Abschnitte gefordert.

$$\begin{aligned}
 (7.1) \quad \Delta h_L &= h_{i+1} - h_i & L=1, \dots, N; \quad i=L-1 \\
 \Delta v_{WL} &= v_{Wi+1} - v_{Wi} & L=1, \dots, N; \quad i=L-1 \\
 v_{WL} &= a_L + b_L \cdot (h - h_i) + c_L \cdot (h - h_i)^2 + d_L \cdot (h - h_i)^3; \quad L=1, \dots, N.
 \end{aligned}$$

Die Koeffizienten a_L , b_L , c_L und d_L ergeben sich dann aus $N+1$ Messungen, die man als Stützwerte des kubischen Splines bezeichnet.

$$\begin{aligned}
(7.2) \quad a_L &= v_W(h_i) & L=1, \dots, N; \quad i=L-1 \\
b_L &= -\Delta h_L * c_L + \Delta v_{WL} / \Delta h_L - \Delta h_L * (c_{L+1} - c_L) / 3; & L=1, \dots, N \\
c_L &= (y_L - \Delta h_L) * c_{L+1} / x_L; & L=2, \dots, N-1 \\
c_N &= y_N / x_N \\
c_1 &= c_{N+1} = 0 \\
d_L &= (c_{L+1} - c_L) / (\Delta h_L * 3); & L=1, \dots, N \\
\\
(7.3) \quad x_L &= 2 * (\Delta h_{L-1} + \Delta h_L) - \Delta h_{L-1}^2 / x_{L-1}; & L=3, \dots, N \\
x_2 &= 2 * (\Delta h_1 + \Delta h_2) \\
y_L &= z_L - \Delta h_{L-1} * y_{L-1} / x_{L-1}; & L=3, \dots, N \\
y_2 &= z_2 \\
z_L &= 3 * (\Delta v_{WL} / \Delta h_L - \Delta v_{WL-1} / \Delta h_{L-1}); & L=3, \dots, N.
\end{aligned}$$

Die Bedeutung der Abkürzungen Δv_{WL} , Δh_L sowie des Parameters L sind im Bild 27 graphisch dargestellt.

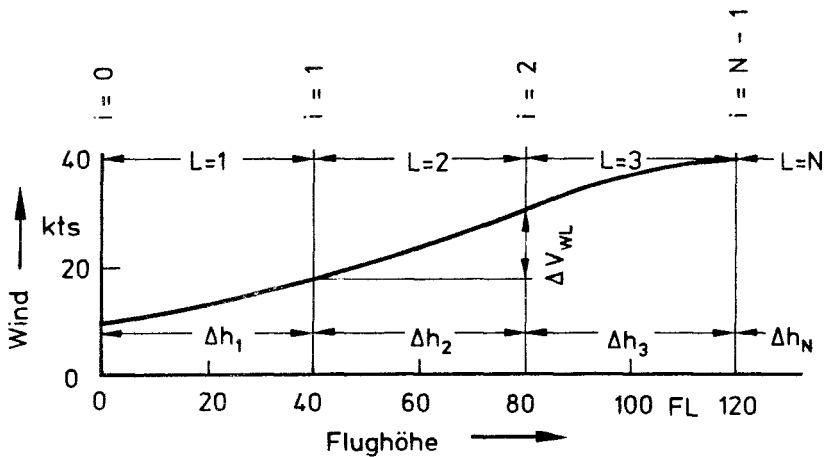


Bild 27. Definitionen eines kubischen Splines.

Die Auswertung einer Vielzahl von Windprofilen ergab, daß für den Höhenbereich einer TMA von FL30 bis FL100 im allgemeinen 4 Stützstellen ausreichen. Allerdings darf es sich bei den Meßwerten an den Stützstellen nicht um sogenannte Ausreißer handeln,

was eine genügend enge räumliche und zeitliche Meßwertfolge und die Anwendung geeigneter Filterverfahren erfordert.

Da für die Flugversuche keine Bord/Boden Datenverbindung zur Verfügung stand, wurden die Berechnungen zusätzlich im Bordrechner durchgeführt. Die beim Steigflug erfaßten und an Bord gespeicherten Windmeßdaten des Versuchsflugzeugs dienen während des eigentlichen 4D-Anfluges als Stützwerte für die Spline-Funktion, wobei nur die vertikale Windsituation modelliert wurde. Die Windmessung in der momentanen Flughöhe und die gespeicherte Windmessung in FL30 begrenzen das gesamte bei jedem Rechenzyklus in 3 Abschnitte gleicher Länge aufgeteilte Höhenintervall.

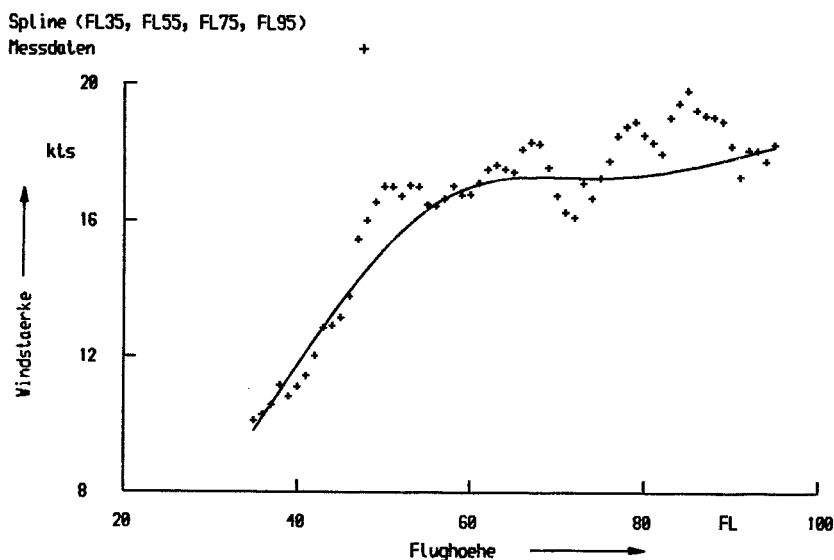


Bild 28. Interpolation mittels der Spline-Funktion.

Das Bild 28 stellt das Ergebnis einer auf 4 Stützstellen basierenden Spline-Interpolation dar. Der vorliegende Höhenbereich zwischen FL35 und FL95 ist bei diesem Beispiel in 3 gleiche Abschnitte ($N=3$) aufgeteilt. Die Stützwerte stammen aus den Flughöhen FL35, FL55, FL75 und FL95.

7.2 Bordorientierte Verfahren der Windvorhersage

Es wurden zwei bordorientierte Verfahren untersucht.

- Windvorhersage durch Interpolation der an Bord erfaßten und gefilterten Windmeßdaten und den Windangaben des Wetterdienstes. Die Interpolation erfolgt dabei auf der Basis eines vereinfachten Windmodells.
- Windvorhersage mittels der vom Kalmanfilter geschätzten Parameter des Windmodells. Hierbei handelt es sich um ein bordautonomes Verfahren, d.h. Winddaten des Wetteramtes werden nicht benötigt. Mathematisch betrachtet besteht die Windvorhersage in der Extrapolation des Windmodells.

7.2.1 Windvorhersage durch Interpolation

Bei der Windvorhersage durch Interpolation dienen jeweils 2 Windmessungen in verschiedenen Höhen zur Berechnung der Parameter des in den Gleichungen (5.1, 5.2) angegebenen Windmodells. Eine Windmessung bezieht sich auf die Windstärke und Windrichtung in der Höhe des Merge Gates. Die Daten stammen aus Ballonaufstiegen des Wetteramtes und werden vom Boden über Funk zum Flugzeug übermittelt. Den anderen Meßpunkt liefern die Sensoren des Flugzeugs in der momentanen Flughöhe. Die eigentliche Windvorhersage erfolgt dann durch die Auswertung der Bestimmungsgleichungen (5.8 bis 5.11) und unter der Annahme vernachlässigbarer horizontaler Windgradienten.

Zu Beginn des 4D-Anfluges erstreckt sich das Interpolations- bzw. Vorhersageintervall der Windsituation von z.B. FL100 bis zur Höhe des Merge Gates bei FL30. Mit Annäherung des Flugzeugs an das Merge Gate nimmt dieses Intervall jedoch ab und damit erhöht sich die Genauigkeit der Windvorhersage. Bei der letzten Kurskorrektur kurz vor dem Einschwenken des Flugzeugs auf die verlängerte Anfluggrundlinie beträgt der zu überbrückende Höhenbereich maximal ca. 300m.

Das Bild 29 stellt für die Flughöhe FL100, FL75, FL50 und FL25 dar, wie die Verläufe der in diesen Höhen korrigierten Windprofile aussehen.

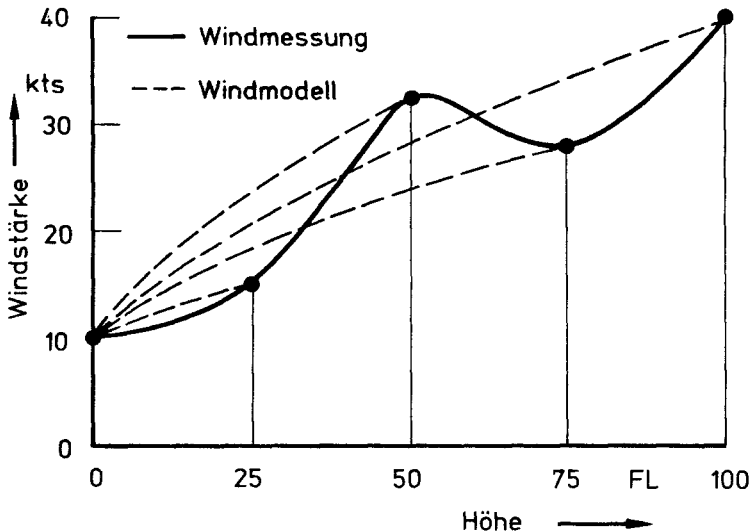


Bild 29. Windvorhersage durch Interpolation.

Die eigentliche Struktur des Windmodells, d.h. die exponentielle Höhenabhängigkeit der Windstärke bleibt dabei erhalten. Es ändern sich immer nur die Parameter des Windmodells. Als Ergebnis erhält man eine Interpolationskurve, die von der Windmessung in der momentanen Flughöhe ausgeht und bei der Windmessung in der Referenzflughöhe endet.

Bei der Flugerprobung dieses Verfahrens tippte der Pilot den Wind in FL30 nach Stärke und Richtung am Bediengerät des Flugregelsystems ein. Die Daten stammten vom Wetteramt Hannover oder basieren auf den Windmessungen des Versuchsflugzeugs, die vor Beginn des 4D-Anfluges und während des Steigfluges auf FL100 protokolliert wurden.

7.2.2 Windvorhersage durch Extrapolation

Das Prinzip der Windvorhersage durch Extrapolation ist im Bild 30 in Form eines Blockschaltbildes dargestellt.

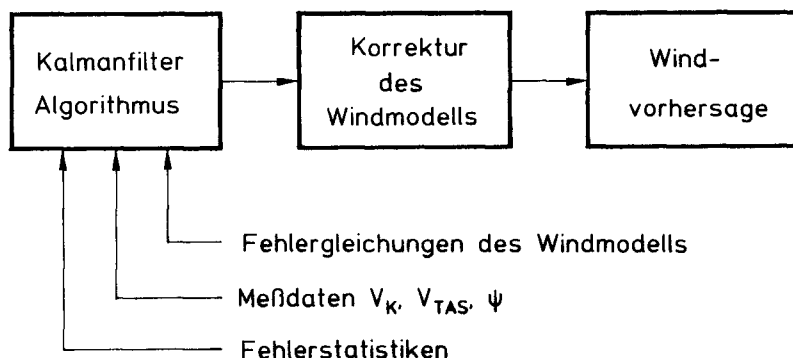


Bild 30. Prinzip der Windvorhersage durch Extrapolation.

Der Kalmanfilter-Algorithmus liefert unter Verwendung der entsprechenden Eingabeinformationen als Ergebnis die Schätzwerte für die Fehler des angenommenen Windmodells. Die Windvorhersage erfolgt dann mit einem Windmodell, das mit diesen geschätzten Fehlern korrigiert wurde.

Im Bild 31 auf S.74 sind jeweils für die Windstärke und die Windrichtung die gemessenen Windsignale und die bei $T=0$ beginnende Windvorhersage dargestellt. Mit zunehmender Vorhersagezeit nimmt die Genauigkeit der Vorhersage ab. Nach 16 min ergeben sich bei diesem Beispiel Fehler von ca. 7 kts und ca. 10 Grad.

Der besondere Vorteil dieses Verfahrens liegt in der Möglichkeit, die Windsituation bordautonom, d.h. ohne zusätzliche Windinformationen vom Boden vorherzusagen. Da es sich hierbei um das interessanteste Verfahren handelt, wurden damit die meisten Flugversuche durchgeführt.

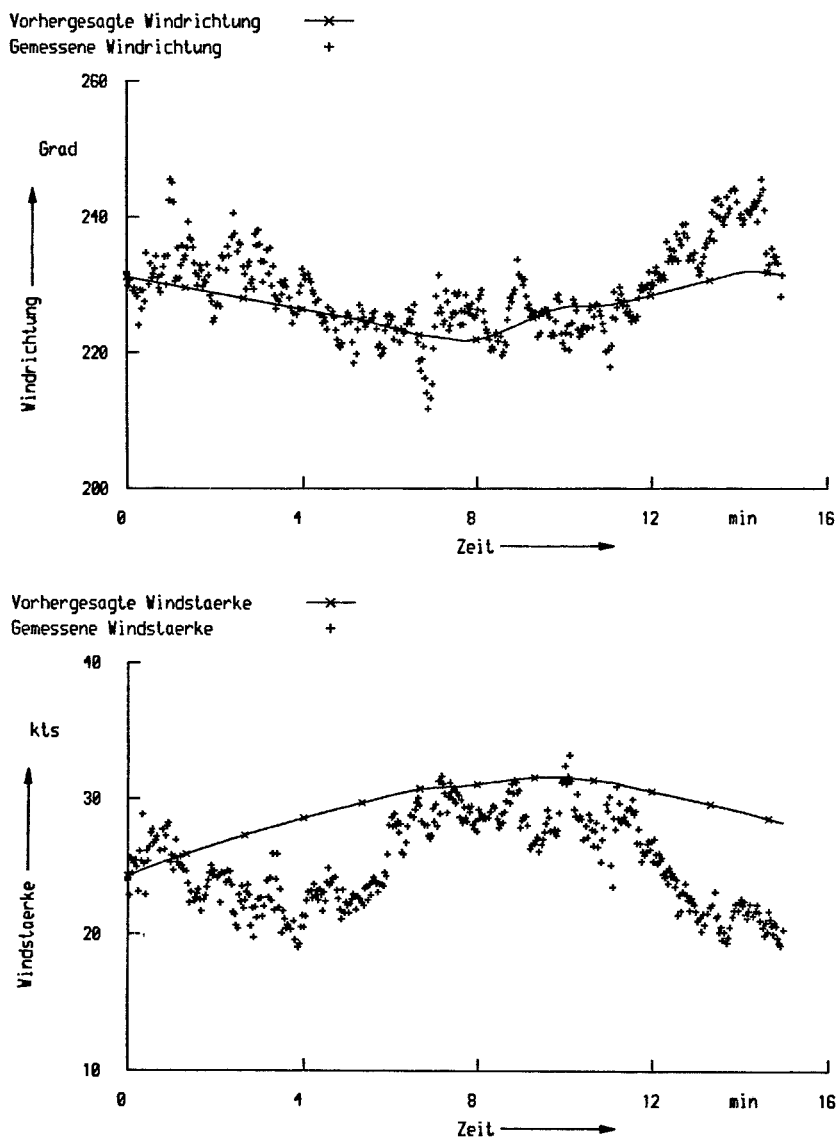


Bild 31. Beispiel einer Windvorhersage durch Extrapolation.

8. Flugversuche zur Erprobung der 4D-Bahnrechnung

Die Algorithmen zur 4D-Bahnführung wurden mit dem DFVLR Versuchsflyzeug HFB 320 erprobt. Es ist mit einem experimentellen digitalen Flugführungssystem ausgestattet, in das die vollautomatische Betriebsart 4D-NAV integriert wurde [22,23]. Insgesamt wurden 16 automatische 4D-Anflüge mit verschiedenen Fahrt- und Höhenprofilen unter den jeweils herrschenden Wetterbedingungen durchgeführt.

8.1 Kurzbeschreibung des Flugführungssystems der HFB 320

Eine ausführliche Beschreibung des gemeinsam von der DFVLR und den Firmen MBB, VFW und BGT entwickelten, digitalen Flugführungssystems ist in [24,25,26,27,28] enthalten. Im Bild 32 sind die wichtigsten Komponenten in Form eines Blockschaltdiagrammes dargestellt.

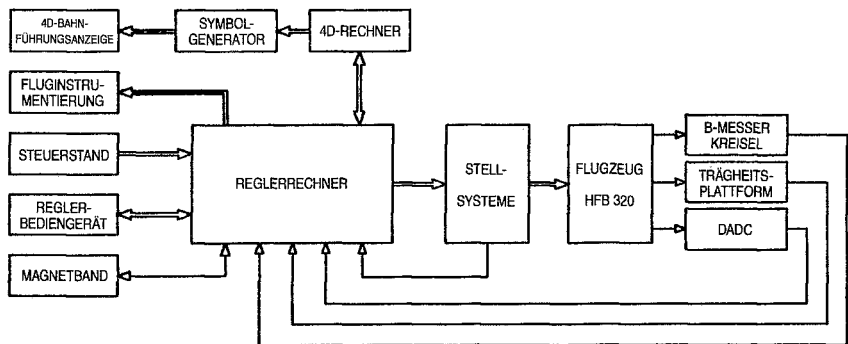


Bild 32. Aufbau des digitalen Flugführungssystems.

Das System besitzt ein Betriebsartenkonzept, das entsprechend dem Automatisierungsgrad hierarchisch aufgebaut ist. Grundbetriebsart ist das Control Wheel Steering, wobei der Pilot über die Betätigung des Steuerhorns jederzeit eingreifen und Änderungen der Vertikalgeschwindigkeit und des Rollwinkels kommandieren

kann. Die Autopiloten/Autothrottle-Betriebsarten startet der Pilot per Tastendruck über ein autonomes, digitales Reglerbediengerät. Übergeordnete Führungsfunktionen, die längere Flugphasen automatisieren, wie z.B. die 4D-Bahnführungsbetriebsart greifen auf die Autopiloten/Autothrottle-Betriebsarten zu und aktivieren sie.

Alle vom Flugführungssystem benötigten Meßgrößen werden vom Sensorsystem in einer für die Flugregelung geeignet gefilterten Form bereitgestellt. Die Signalqualität der Einzelsensoren entspricht dabei dem Standard kommerzieller Transportflugzeuge. Die wesentlichen Sensorsignale stammen aus einem digitalen Luftwerterechner (DADC HONEYWELL), einer Trägheitsnavigationsanlage (CAROUSEL IVa) und Drehgeschwindigkeitssensoren.

Die Software des Regelrechners (Honeywell 316) ist modular aufgebaut. Zu jeder Reglerbetriebsart gehört ein Modul zur Führungsgrößenerzeugung für die nachgeschalteten Module zur Berechnung der erforderlichen Ruderstellausschläge. Der Regler ist als Mehrgrößen-Führungsregler mit statischer und dynamischer Vorsteuerung konzipiert, wobei alle wesentlichen- Sensor- und Führungsgrößen mit allen Stellgrößen verbunden sind. Die gewählte Reglerstruktur ermöglicht auch bei veränderlichen Führungsgrößen eine hohe Führungsgenauigkeit bei gleichzeitig ruhigem Stellgrößenverlauf. Stellgrößen für die Regelung sind Höhen-, Seiten- und Querruder sowie die Schubdrossel. Spoiler und Landeklappen, die der Regler nicht ansteuert, lassen sich jedoch von Hand oder per Programm verstellen.

Die gesamte, für die 4D-Bahnführung entwickelte Software befindet sich im 4D-Rechner (NORDEN 11-34M). Zwischen dem Regelrechner und dem 4D-Rechner findet ein reger Datenaustausch statt: Die Sensorsignale gelangen über den Regelrechner zum 4D-Rechner und der Regelrechner erhält umgekehrt die Führungsgrößen für die 4D-Flugbahn.

Von besonderer Bedeutung ist die elektronische 4D-Bahnführungsanzeige, die dem Piloten Informationen über die kommandierte 4D-Flugbahn anschaulich darstellt. Die erforderlichen Symbole wer-

den in einer eigenen Recheneinheit (PDP 11/23) generiert. Insgesamt arbeiten 3 Recheneinheiten über Rechnerkopplungen zusammen.

8.2 Kennzeichnung der durchgeführten Flugversuche

Die einzelnen Flugversuche sind in der Tabelle 3 gekennzeichnet, Die Spalten haben die folgende Bedeutung:

1. Laufende Nummer des automatischen 4D-Anfluges.
2. Kennzeichnung des Flugversuchs durch 2 Ziffern.
Da zwischen dem Start und der Landung des Versuchsflugzeuges mehrere 4D-Anflüge durchgeführt werden konnten, gibt die erste Ziffer die Nummer des Fluges und die zweite Ziffer die Nummer des entsprechenden 4D-Anfluges wieder.
3. Datum und Zeitbeginn des jeweiligen 4D-Anfluges.
4. Angabe der kommandierten Fahrtstufen. Zahlenwerte wie z.B. 250/210/160 bedeuten, daß der 4D-Anflug mit einer Fahrtreduktion von 250 kts auf die Zwischenanfluggeschwindigkeit von 210 kts beginnt und das Flugzeug am Merge Gate schließlich 160 kts erreicht.
5. Entsprechend bedeuten z.B. die Höhenstufen 100/80/30 einen sofort nach dem Start der Betriebsart 4D-NAV beginnenden Sinkflug von FL100 auf die Zwischenanflughöhe FL80. Am Merge Gate wird dann FL30 erreicht.
6. Wind in FL30 nach Stärke/Richtung in kts und Grad.
7. Der angegebene Buchstabe kennzeichnet das erprobte Verfahren der Windvorhersage. B bedeutet die bodenorientierte Windvorhersage, I bzw. E entsprechen den Windvorhersagen durch Interpolation bzw. Extrapolation.

1	2	3	4	5	6	7
lfd. Nr.	Flug Nr.	Tag/Zeit Mai 1983	Fahrtstufen	Höhen- stufen	Wind in FL30	
1	1/1	16/14.40	210/160	90/30	20/116	E
2	2/1	17/10.20	250/160	100/80/30	10/13	E
3	2/2		250/160	100/80/30	9/20	B
4	3/1	17/14.30	250/160	100/80/30	5/242	I
5	3/2		250/160	100/80/30	6/288	B
6	3/3		250/160	60/30	8/303	E
7	4/1	18/ 9.41	250/210/160	100/80/30	26/208	E
8	4/2		250/210/160	100/80/30	27/207	I
9	5/1	18/14.30	250/160	100/30	21/210	E
10	5/2		250/160	100/30	16/208	B
11	5/3		250/160	100/30	18/210	I
12	6/1	19/ 8.20	250/210/160	100/80/30	10/188	E
13	6/2		250/210/160	100/60/30	5/201	B
14	6/3		250/210/160	100/60/30	5/202	I
15	7/1	20/10.50	250/160	100/30	11/2	E
16	7/2		250/160	100/30	12/4	E

Tabelle 3: Kennzeichnung aller 16 Flugversuche.

Entsprechend der Tabelle 3 variierte die Windstärke während der Flugversuche zwischen 5 kts und 27 kts, und die Windrichtung schwankte zwischen 2 Grad und 288 Grad. Alle Flugversuche fanden in der 20. Woche 1983 von Montag bis Freitag statt. Insgesamt wurden je 4 Flugversuche mit der Windvorhersage nach dem Verfahren B und I sowie 8 Flugversuche nach dem Verfahren E durchgeführt.

8.3 Ergebnisse bei bodenorientierter Windvorhersage

Für den Flugversuch 3/2 ist in Bild 33 die räumliche Flugbahn und das während dieses 4D-Anfluges herrschende Windprofil dargestellt. Die Windvorhersage erfolgte nach dem bodenorientierten Verfahren, d.h. durch die Verwendung der Spline-Funktion zur Darstellung der Höhenabhängigkeit des Windes.

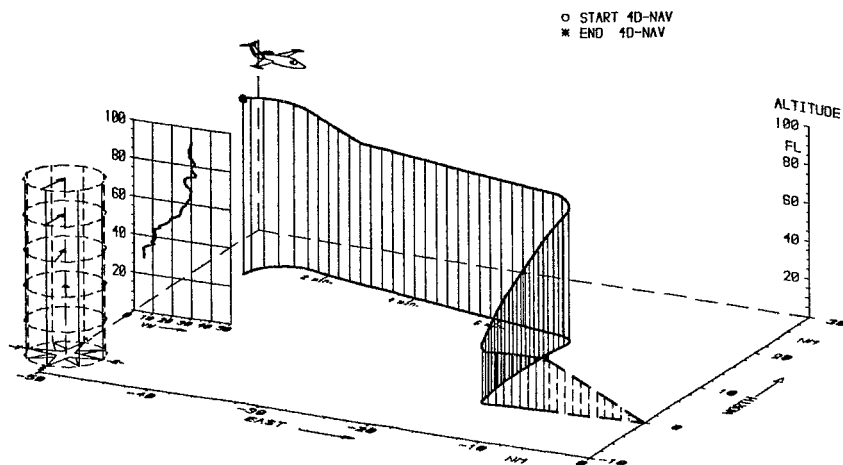


Bild 33. Flugbahn und Windprofil des autom. 4D-Anfluges 3/2.

Die Zwischenanflughöhe beträgt bei diesem 4D-Anflug FL80. Die zweite Phase des Sinkfluges beginnt kurz nach dem Fächerpunkt und beim Einschwenken auf die Anfluggrundlinie hat das Flugzeug dann FL30 erreicht.

Der Fahrtabbau erfolgt ohne Zwischenstufe direkt von 250 kts auf 160 kts. Die Windstärke bleibt zwischen FL100 und FL55 bei etwa 30 kts konstant und nimmt dann bis zu 6 kts in FL30 ab. Die Windrichtung dreht von 187 Grad in FL100 bis auf 130 Grad in FL30 zurück.

Das Bild 34 stellt den Verlauf des Zeitfehlers dar, der beim Erreichen des Merge Gates unter 1 s liegt. Die Spline-Funktion beschreibt das hier vorliegende stark gekrümmte Windprofil mit hoher Genauigkeit und zusätzliche Kurskorrekturen zum Zeitausgleich sind nicht erforderlich. Die stufenförmigen Schwankungen des Zeitfehlers sind auf ausgeprägte niederfrequente Windböen zurückzuführen, die auf die momentane Windmessung durchschlagen und den aktuellen Stützwert für die Berechnung der Spline-Koeffizienten beeinflussen. Durch eine stärkere Glättung der Windmeßdaten kann man diesen Effekt beseitigen, jedoch muß der Filteralgorithmus tatsächliche Windänderungen, wie sie z.B. während des Sinkfluges auftreten, noch abbilden können.

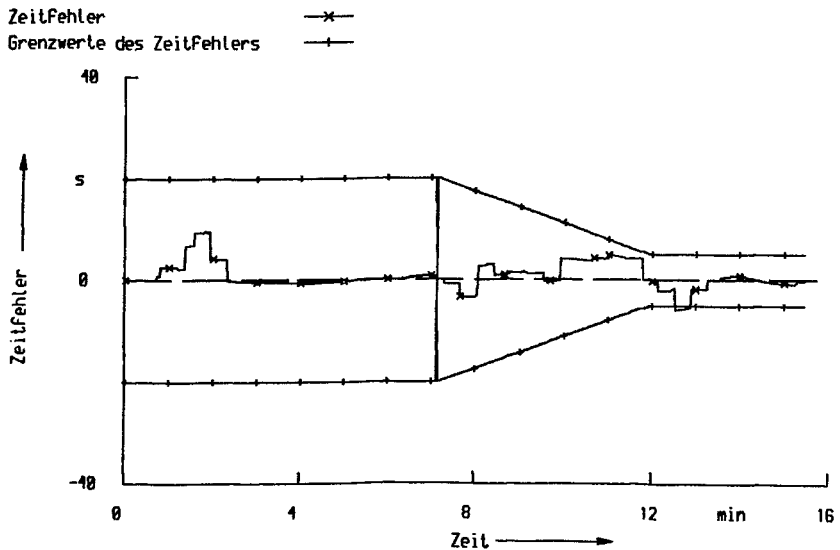


Bild 34. Verlauf des Zeitfehlers des autom. 4D-Anfluges 3/2.

Die Tabelle 4 enthält die Zeitfehler für alle, auf der Basis der bodenorientierten Windvorhersage durchgeführten, automatischen 4D-Anflüge. Alle Zeitfehler liegen weit unter den angestrebten zeitlichen Genauigkeiten von ± 5 s.

lauf. Nr.	3	5	10	13
Flugnummer	2/2	3/2	5/2	6/2
Zeitfehler	-2.5	-0.6	-0.5	-1.7

Tab. 4: Zeitfehler in Sekunden für die bodenorientierte Windvorhersage.

Das Bild 35 zeigt die dazu gehörenden 4D-Flugbahnen. Alle 4 Anflüge wurden gestartet, als sich das Flugzeug in nördlicher Richtung bewegte. Das teilweise zu beobachtende Überschwingen wird von einer ungenauen Windmodellierung verursacht.

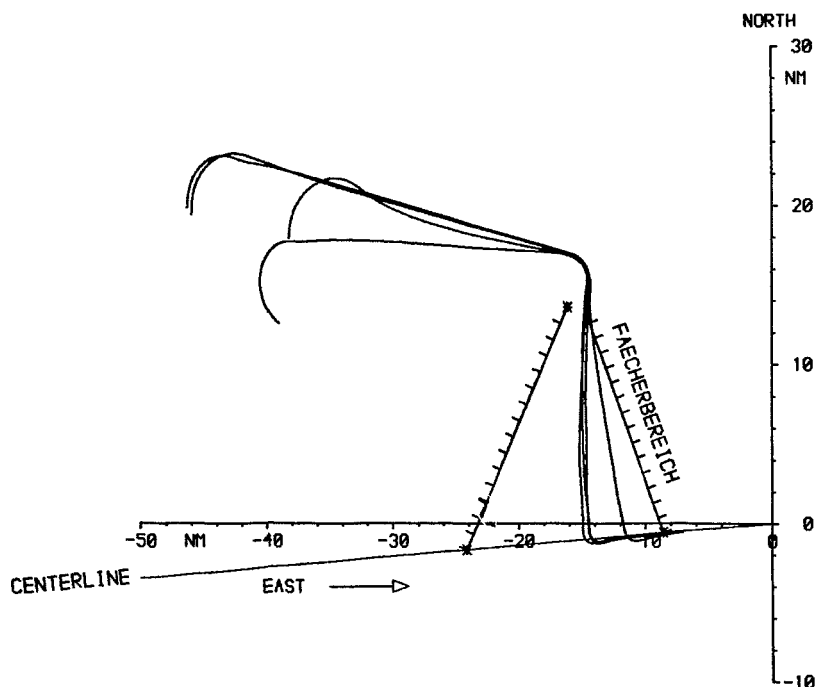


Bild 35. Horizontale Flugbahnen (bodenorient. Windvorhersage).

Allgemein gilt bei einer bodenorientierten Windvorhersage:

1. Es muß eine aktuelle Kenntnis der Windsituation (Windmapping) für den betreffenden Luftraum vorhanden sein.
2. Die erzielbaren Genauigkeiten hängen von einer möglichst genauen Kenntnis der durch die Stützstellen beschriebenen Windsituation ab.
3. Die Spline-Funktion beschreibt auch komplizierte Windverhältnisse mit ausreichender Genauigkeit und vermeidet dadurch zusätzliche Kurskorrekturen zum Zeitausgleich.

8.4 Ergebnisse bei bordorientierter Windvorhersage durch Interpolation

Das Bild 36 stellt die räumliche Flugbahn und das vorliegende

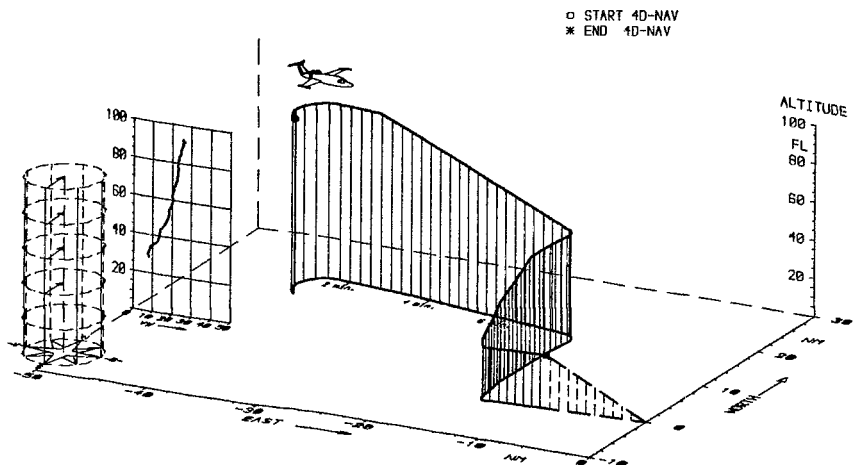


Bild 36. Flugbahn und Windprofil des autom. 4D-Anfluges 6/3.

Windprofil für den 4D-Anflug Nr. 14 (Flugnummer 6/3) dar. Entsprechend der Tabelle 3 ist dieser 4D-Anflug durch die Fahrtstufen 250/210/160 bzw. die Höhenstufen 100/60/30 gekennzeichnet. Die Fahrtreduktion bzw. der Sinkflug erfolgen deshalb in 2 Stufen. Die Windstärke nahm von 31 kts in FL100 auf 5 kts in FL30 ab, und es herrschte eine südwestliche Luftströmung. Man erkennt die beiden Sinkflugphasen und wie das Flugzeug beim Einschwenken auf die Landebahnrichtung die Flughöhe FL30 einnimmt.

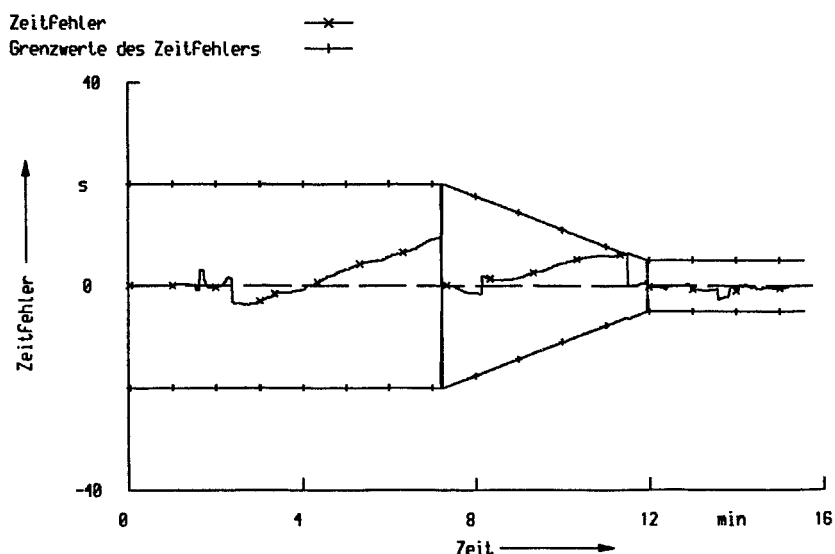


Bild 37. Verlauf des Zeitfehlers des autom. 4D-Anfluges 6/3.

Im Bild 37 ist der dazu gehörende Zeitfehlerverlauf dargestellt. Die Ursache des im Verlauf des Anfluges ansteigenden Zeitfehlers liegt in der hier vorliegenden ungenauen Modellierung des Windes. Die Höhenabhängigkeit der Windstärke zeigt annähernd einen linearen Verlauf und weicht zwischen den FL40 und FL60 stark vom modellierten Potenzgesetz ab. Die Folge sind entsprechende Kurskorrekturen, bei denen der Zeitfehler auf Null zurück geht. Zusätzliche Kurskorrekturen sind typisch für eine Windvorhersage durch Interpolation, weil die modellierten Wind-

profile nur im statistischen Mittel gut mit der tatsächlichen Windsituation übereinstimmen. Falls jedoch - wie im Falle des hier vorliegenden Versuchsfluges 6/3 - der am Bediengerät für FL30 eingetippte Referenzwind mit dem tatsächlichen Wind in dieser Höhe übereinstimmt, lassen sich am Merge Gate zeitliche Genauigkeiten unter 1 s erreichen.

Die Tabelle 5 enthält die Zeitfehler aller auf der Basis von einer Windvorhersage durch Interpolation durchgeführten automatischen 4D-Anflüge.

lauf. Nr.	4	8	11	14
Flugnummer	3/1	4/2	5/3	6/3
Zeitfehler	0.7	4.0	-1.4	0.1

Tab. 5: Zeitfehler in Sekunden bei der
bordorientierten Windvorhersage
durch Interpolation.

Um zu einer möglichst genauen Kenntnis des Windes in der Referenz-Flughöhe des Windmodells zu gelangen, wurde häufig bei den Flugversuchen der in FL30 gemessene Wind protokolliert und vom Versuchspiloten am Bediengerät eingetippt. Beim Flugversuch 4/2, der eine automatisch geflogene Warteschleife enthält, vergehen allerdings zwischen dem Beginn des Steigfluges bei FL30 und dem Ende des 4D-Anfluges ca. 30 min. In dieser Zeit änderte sich der Wind von zunächst 18 kts/ 230 Grad auf 27 kts/207 Grad. Die Folge ist der in Tabelle 4 für die Flugnummer 4/2 aufgeführte Zeitfehler von 4 s. Bei den Flügen 3/1, 5/3 und 6/3 stimmten die Windangaben für FL30 relativ gut mit den tatsächlichen Werten überein. Damit wird auch hier wieder auf die Notwendigkeit einer Kenntnis der aktuellen Windsituation hingewiesen.

Das Bild 38 auf S.85 zeigt die entsprechenden 4D-Flugbahnen. Bei diesen Flugversuchen teilte der Pilot über Sprechfunk die am Bediengerät angezeigte kürzeste Flugzeit dem Versuchsingenieur in der Telemetriestation am Boden mit und erhielt danach eine um

ca. eine Minute vergrößerte und auf volle Minuten aufgerundete Zeitangabe als Zielzeit kommandiert. Aus diesem Grund liegen 3 Interceptpunkte auf der Anfluggrundlinie dicht zusammen.

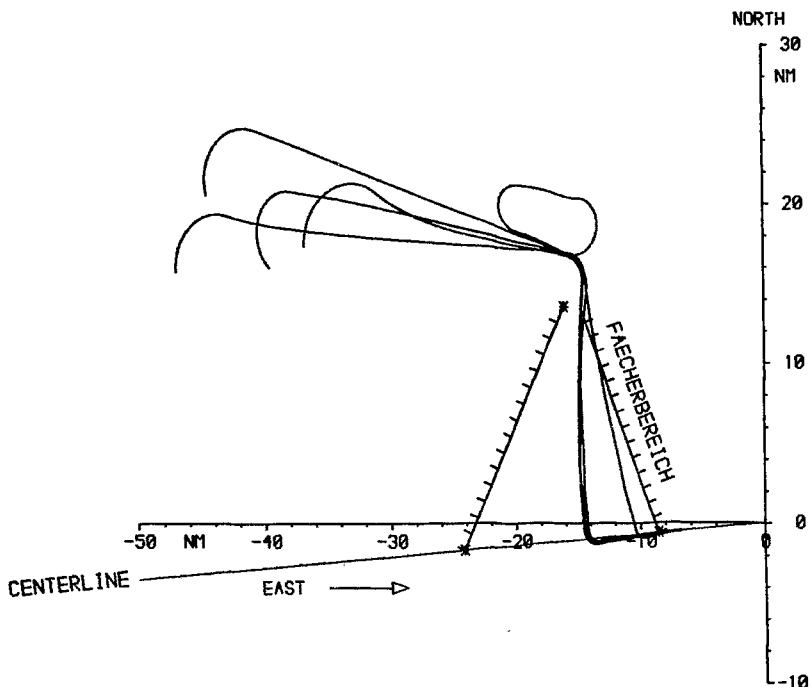


Bild 38. Horizontale Flugbahnen für 4D-Anflüge (Interpolation).

Im Bereich der Warteschleife der Flugbahn 4/2 und am Beginn der Flugbahn 5/3 ist ein ausgeprägtes Überkurven des Versuchsflugzeuges zu beobachten. Der Grund dafür liegt in einer ungenauen Windvorhersage, mit der von der Wirklichkeit abweichende Flugbahnradien berechnet werden.

1. Die möglichst genaue Kenntnis eines Referenzwindes ist Voraussetzung für hohe zeitliche Genauigkeiten. Eine grobe Abschätzung ergibt, daß für geforderte zeitliche Genauigkeiten von ± 5 s der Referenzwind mit Fehlern von maximal ± 5 kts bzw. ± 10 Grad bekannt sein muß.
2. Bei ausgeprägten Abweichungen der tatsächlichen Windsituation von den modellierten Windprofilen muß die im voraus berechnete Flugbahn häufig korrigiert werden. Dies ist problematisch, weil in diesem Fall das Flugzeug eventuell zu weit von der geplanten Flugbahn abweicht.

Im Bild 39 ist für den Flugversuch 5/1, der mit dem

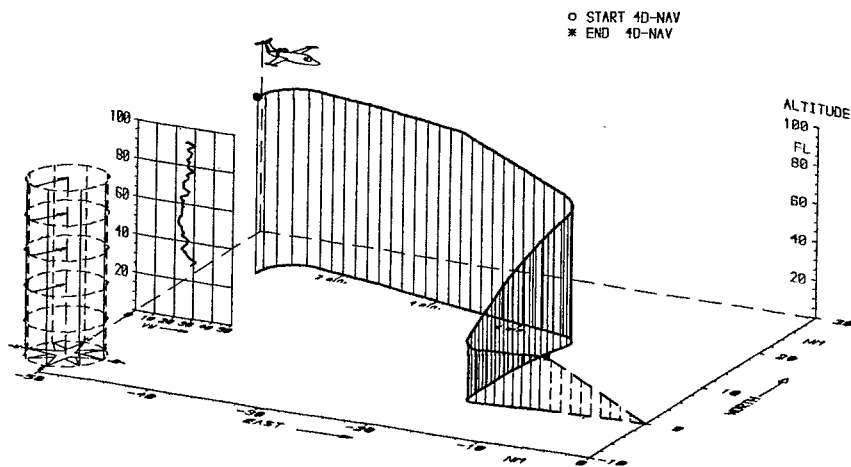


Bild 39. Flugbahn und Windprofil des autom. 4D-Anfluges 5/1.

bodenorientierten Verfahren der Windvorhersage durch Extrapolation durchgeführt wurde, die Flugbahn und das entsprechende Windprofil dargestellt. Bei diesem 4D-Anflug erfolgte der Sinkflug bzw. die Fahrtreduktion in einer Stufe. Der Sinkflugbeginn liegt deshalb bereits vor dem Fächerpunkt. Die Windstärke von ca. 25 kts bleibt zwischen FL100 und FL50 in etwa konstant, nimmt dann sogar leicht zu und erreicht 30 kts in FL30. Die Windrichtung beträgt 205 Grad und ist praktisch unabhängig von der Höhe.

Im Bild 40 ist der Zeitfehlerverlauf dargestellt. Man erkennt, daß sich bei dieser komplizierten Windsituation ein Zeitfehler bis ca. 10 s während des Anfluges aufbaut. Mittels des Kalman-filter-Algorithmus werden die Windmodell-Parameter laufend dem gemessenen Windprofil angepaßt. Die Parameter unterliegen jedoch starken Schwankungen, und eine zusätzliche Kurskorrektur nach ca. 10 min. ist erforderlich.

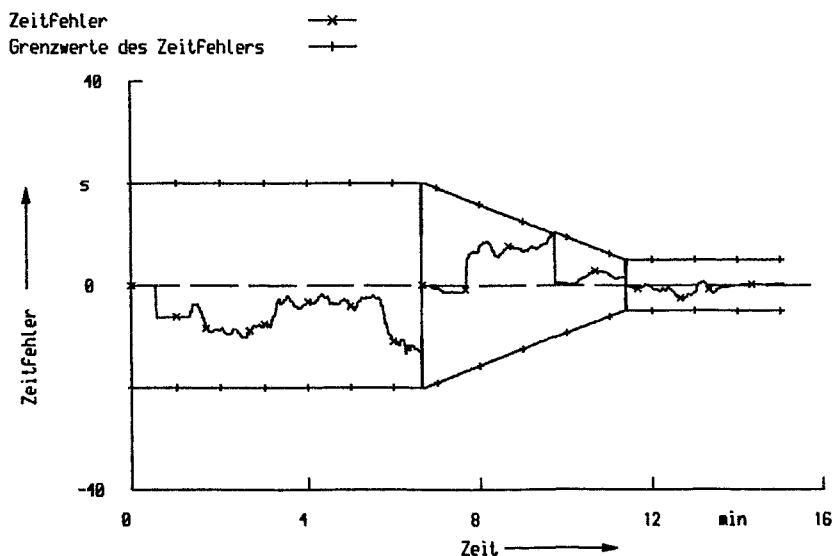


Bild 40. Verlauf des Zeitfehlers des autom. 4D-Anfluges 5/1.

Bei der letzten Kurskorrektur zum Zeitausgleich erfolgt in FL40 erfolgt eine Windvorhersage bis FL30 auf der Basis der zu diesem Zeitpunkt vorliegenden Windmodell-Parameter. Der geringe Zeitfehler am Merge Gate von 0.2 s bestätigt die hohe Genauigkeit der Windvorhersage.

Die Tabelle 6 enthält die Zeitfehler aller auf der Basis der Windvorhersage durch Extrapolation durchgeführten automatischen 4D-Anflüge.

lauf: Nr.	1	2	6	7	9	12	15	16
Flugnummer	1/1	2/1	3/3	4/1	5/1	6/1	7/1	7/2
Zeitfehler	4.4	3.1	-2.3	2.9	0.2	-3.7	-1.0	2.0

Tab. 6: Zeitfehler in Sekunden bei der bordorientierten Windvorhersage durch Extrapolation.

Das Bild 41 auf S.89 zeigt die dazugehörenden 4D-Flugbahnen. Man erkennt, daß verschiedene Flugbahnlängen und eine Warteschleife erprobt wurden. Der erste 4D-Anflug 1/1 wurde gestartet als das Flugzeug südlich des Fächerpunktes die verlängerte Anfluggrundlinie überflog. Da jede Flugbahn durch den Fächerpunkt führt, zeigt die berechnete Flugbahn einen von den im Westen beginnenden Flugbahnen abweichenden Verlauf. Grundsätzlich kann ein 4D-Anflug von beliebigen Wegpunkten aus gestartet werden, wobei dann das Flugzeug entsprechend dem programmierten Algorithmus immer zuerst in Richtung des Fächerpunktes fliegt.

An den einzelnen Flugbahnen sind teilweise die zum Zeitausgleich erforderlichen Kurskorrekturen deutlich zu erkennen. Ohne einen zusätzlichen Zeitausgleich würde die Flugbahn des Zwischenanfluges einer geraden Linie entsprechen.

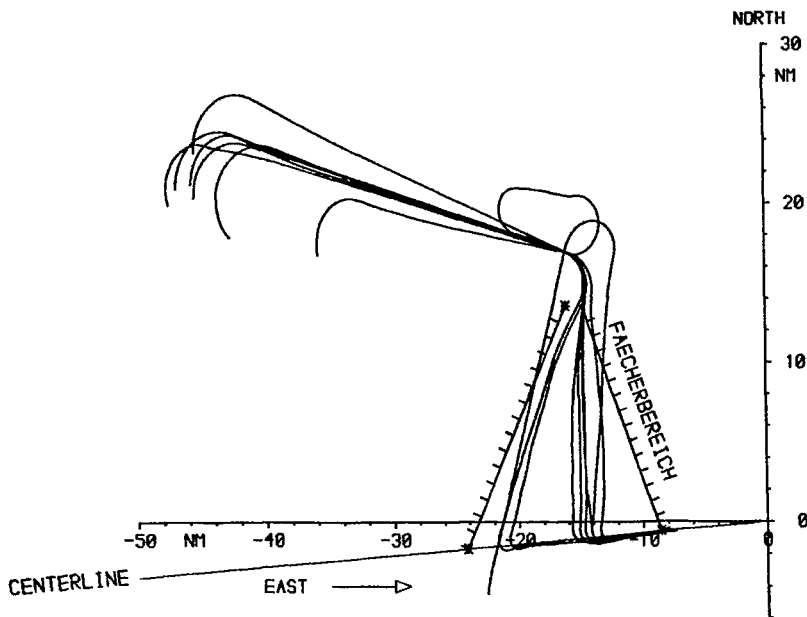


Bild 41. Horizontale Flugbahnen (Extrapolation).

Allgemein gilt für die Windvorhersage durch Extrapolation:

1. Bei komplizierten Windprofilen sind wegen der Schwankungen bei den Windmodell-Parametern zusätzliche Kurskorrekturen zum Zeitausgleich erforderlich.
2. Bei normalen Wetterlagen lassen sich zeitliche Genauigkeiten deutlich unter ± 5 s realisieren.
3. Es sind keine zusätzlichen Windinformationen erforderlich, d.h. es handelt sich hier um ein bordautonomes Verfahren der Messung, Filterung und Vorhersage einer Windsituation.

9. Zusammenfassung

Es wurden Algorithmen zur automatischen 4dimensionalen Flugbahnführung entwickelt, die von den Randbedingungen eines 4D-Navigationssystems ausgehen und ein Grundkonzept einer Aufgabenteilung Bord/Boden voraussetzen. Die Einhaltung der Zeitvorgabe wurde durch Variation der Flugbahnlänge in dem Bereich einer TMA durchgeführt. Die beschriebenen Algorithmen zur Berechnung der räumlichen Flugbahn unter Vorgabe der Flugzeit verwenden numerische und iterative Rechenverfahren zur Rechenzeiterparnis.

Für die Realisierung von hohen zeitlichen Genauigkeiten ist es erforderlich, den Wind nach Betrag und Richtung entlang einer räumlichen Flugbahn unter Verwendung von geeigneten Windmodellen vorherzusagen. Eine Änderung der Windsituation läßt sich durch aktuelle Windmessungen erfassen. Als Meßprinzip ist die Auswertung der Vektordifferenz aus Übergrundgeschwindigkeit und wahrer Fluggeschwindigkeit besonders gut geeignet, weil sich die einzelnen Signale mit den Sensorsystemen von modernen Flugzeugen erfassen lassen. Zur Glättung der verrauschten Windmessung und zur Schätzung der zunächst unbekannten Parameter eines Windmodells wurde ein Verfahren entwickelt, das auf der Kalmanfiltertechnik basiert und eine laufende Anpassung der Windmodelle an die tatsächlichen Windverhältnisse gestattet.

Ausgehend von den geglätteten Daten der Windmessung wurden eine boden- und zwei bordorientierte Verfahren der Windvorhersage untersucht und alle Algorithmen in Form einer automatischen 4D-NAV Betriebsart in das digitale Flugführungssystem des Versuchsflugzeuges HFB 320 der DFVLR zur Flugerprobung implementiert.

Die Auswertung aller 16 Flugversuche ergab, daß die angestrebten zeitlichen Fehlergrenzen von ± 5 s unter den verschiedensten Windsituationen erreicht werden konnten. Das bordorientierte Verfahren der Windvorhersage durch Extrapolation, das auf den Verfahren der Kalmanfiltertechnik basiert, erwies sich dabei als besonders leistungsfähig.

10. Schrifttum

- [1] Voigt, J. Der Einfluß des Flughafen-Nahbereichs
auf den Betrieb einer Luftverkehrs-
gesellschaft.

Symp. "Fliegen im Flughafen-Nahbereich",
DGON, Bestell-Nr. 120-1, Hamburg, 1979.
- [2] Schubert, M. Analyse von zwei Verkehrsabläufen im
Völckers, U. Anflugbereich Frankfurt/Main vom
3. August 1979.

DFVLR-Mitteilung 81-17(1981).
- [3] Schwarzott, P. Strategien der Flugsicherung zur Abwick-
lung des Luftverkehrs im Flughafen-
Nahbereich.

Symp. "Fliegen im Flughafen-Nahbereich"
DGON, Bestell-Nr. 120-1, Hamburg, 1979.
- [4] Völckers, U. System "Compas" für einen rationellen
Anflugverkehr.

DFVLR-Nachrichten, Nr. 39, Juni 1983.
- [5] Hemesath, N.B. Three- and Four-Dimensional Area
Bruckner, M.H. Navigation Study.
Krippner, R.A. FAA-RD-74-150 (1974).

- [6] Foundriat, E. C. A General Algorithm for Relating Ground Trajectory Distance, Elapsed Flight Time, and Aircraft Airspeed and its Application to 4D-Guidance.
- NASA TN D-7876 (1975).
- [7] Pecsvaradi, T. Four-Dimensional Guidance Algorithms for Aircraft in an Air Traffic Control Environment.
- NASA TN D-7829 (1975).
- [8] Mentz, H. Algorithmen zur 4D-Flugführung.
Rösel, A. Diplom-Arbeit der Fachhochschule Kaiserslautern, Mai 1982.
- [9] Berth, W. Wetterkunde.
Keller, W. Berlin: VEB Verlag für Verkehrswesen, 1974.
Scharnow, U.
- [10] Adam, V. A Concept for the 4D-Guidance of Transport Aircraft in the TMA.
Lechner, W. Vortrag beim 13th ICAS Congress. ICAS Proc. 1982, Seattle, USA, 1982.
- [11] Röttger, J. Remote Sensing of the Atmosphere by VHF
Klostermeyer J. Radar Experiments.
Czechowsky R. Naturwissenschaften 65, (1978), S. 285-296.
Schmidt, G.

- [12] Köpp F. Erstellung und Erprobung des Laser-Doppler-Anemometers zur Fernmessung des Windes.
- DFVLR-Forschungsbericht 83-14 (1983).
- [13] Hotop, H.J Anwendung der Regressionsanalyse zur Ermittlung der Luftdaten-Sensorfehler mittels eines Trägheitsnavigationssystems.
- DFVLR-Mitteilung 84-03, (1984).
- [14] Swolinsky M. Windmessung an Bord des Forschungsflugzeuges DO 28 Sky servant für das Merkur-Experiment.
- Vörsmann, P. TU Braunschweig, Aug. 1983.
- [15] Gelb, A. Applied Optimal Estimation.
- MIT Press, 1974.
- [16] Föllinger, O. Anwendungen der Kalmanfiltertechnik.
- Sartorius, H. Methoden der Regelungstechnik.
- München: Oldenbourg, 1977.
- [17] Jazwinski, A.H. Stochastic Processes and Filtering Theory.
- Mathematics in Science and Engineering
Vol. 64 (1970).

- [18] Hotop, H.-J. Probleme bei der bordseitigen Bestimmung
 Lechner, W. des Windes mit Optimalfiltern.
 Stieler, B. Symp. "Fliegen im Flughafen-Nahbereich",
 DGON, Bestell-Nr. 120-1, Hamburg, 1979.
- [19] Brokof, U. Ein einfaches integriertes Navigations-
 Hurraß, K.-H. system basierend auf Mehrfach-DME.
 Symp. "Fliegen im Flughafen-Nahbereich"
 DGON, Bestell-Nr. 120-1, Hamburg, 1979.
- [20] Jazwinski, A. H. Adaptive Filtering.
 Automatica 5 (1969).
- [21] Bisiaux, M. Possible Improvements in Meteorology for
 Cox, M.E. Aircraft Navigation.
 Forrester, D.A.
 Storey, J.T.. EUROCONTROL, Doc. 82.20.37,
 Bruxelles, Nov. 1982.
- [22] Adam, V. Investigations on Four-Dimensional
 Lechner, W. Guidance in the TMA.
 Investigations on Four-Dimensional
 Guidance in the TMA 'Air Traffic Control
 in Face of User's Demand and Economy
 Constraints.
 AGARD Conference Proceedings No. 340, 1982.

- [23] Onken, R. Zeitgenaues Fliegen von Verkehrsflug-
Adam, V. zeugen - ein Weg zur Leistungssteigerung
Lechner, W. über bord- und bodenseitige Hilfen.
DGLR-Symposium "Leistungssteigerung von
Flächenflugzeugen", Frankfurt, Okt. 1982.
DGLR-Vorabdruck 82-095.
- [24] Adam, V. Erhöhung der Führungsgenauigkeit durch
Leyendecker, H. den Einsatz eines integrierten digitalen
Flugführungssystems.

Symp. "Fliegen im Flughafen-Nahbereich"
DGON, Bestell-Nr. 120-1, Hamburg, 1979.
- [25] Adam, V. Auslegung und Erprobung des
Flugführungssystems.

ZKP "Flugführung", Abschlußbericht
für BMFT, DFVLR, Braunschweig, 1979.
- [26] Griem, H. Some Aspects of Advanced Flight
Management Systems and their Application
to Modern Transport Aircraft.

12th ICAS Congress, München, 1980.
- [27] Adam, V. Control Law Design for Transport Aircraft
Leyendecker, H. Flight Tasks.

AGARDograph Nr. 251, "Theory and
Applications of Optimal Control in
Aerospace Systems", 1981.

- [28] Adam, V. Guidance and Control Research
 Lechner, W. Flighttesting with HFB320 Testaircraft.
- Ground and Flighttesting for Aircraft
 Guidance and Control Systems.
 AGARDograph Nr. 262.
- [29] Lechner, W. Zeitgenaues Fliegen durch die Verwendung
 von Kalmanfiltern zur Windvorhersage.
- DGLR-Jahrestagung 1982, München, 1983.
- [30] Lechner, W. Wind Modelling for Increased Aircraft
 Onken, R. Operational Efficiency.
- AGARD, 39th Symposium of the Guidance and
 Control Panel, Turkey, Oct. 1984.

Anhang A. Allgemeine Filtergleichungen

Ein Kalmanfilter wertet für jeden der diskreten Zeittakte k die Differenz aus dem um die Meßmatrix H reduzierten Zustandsvektor $H \cdot x$ und der zum Zeitpunkt k vorliegenden Messung z aus. Der geschätzte Zustandsvektor x wird dadurch in seiner Genauigkeit verbessert, wobei als Schätzkriterium eine minimale Kovarianzmatrix P der Fehler des Schätzvektors dient. Als Schätzfehler bezeichnet man die Differenz aus geschätztem und wahren Zustandsvektor.

Die Auswertung der Filtergleichungen beginnt mit der Annahme von Anfangswerten für x und P . Dann erfolgt unter Verwendung der Systemmatrix Φ eine Vorhersage des Zustandsvektors x , wobei man den Zustandsvektor unmittelbar vor Eintreffen des Meßvektors $z(k)$ mit $x(k-)$ bezeichnet.

$$(A.1) \quad x(k-) = \Phi(k-1) \cdot x(k-1).$$

Entsprechend gilt dann für die Kovarianzmatrix P des Fehlers des geschätzten Zustandsvektors:

$$(A.2) \quad P(k-) = \Phi(k-1) \cdot P(k-1) \cdot \Phi^T(k-1) + Q(k-1).$$

Die Matrix Q beschreibt in Form einer Kovarianzmatrix das dem deterministischen Anteil des Zustandsvektors überlagerte hochfrequente Systemrauschen.

Als Ergebnis der Filtergleichungen ergibt sich der verbesserte Zustandsvektor zu $x(k+)$. Die Berechnung von $x(k+)$ basiert auf einer Verstärkungsmatrix K , welche die Differenz aus vorhergesagtem Zustandsvektor $x(k-)$ und den Meßvektor z wie folgt wichtet:

$$(A.3) \quad x(k+) = x(k-) + K(k) \cdot [z(k) - H(k) \cdot x(k-)].$$

Die Verstärkungsmatrix K ergibt sich dabei zu

$$(A.4) \quad K(k) = P(k-) * H^T(k) * [H(k) * P(k-) * H^T(k) + R(k)]^{-1}.$$

Die Matrix R entspricht einer Kovarianzmatrix, welche das dem Meßvektor überlagerte hochfrequente Rauschen modelliert.

Mit der nun vorliegenden Verstärkungsmatrix K läßt sich auch eine verbesserte Kovarianzmatrix $P(k+)$ wie folgt berechnen:

$$(A.5) \quad P(k+) = [I - K(k) * H(k)] * P(k-).$$

Damit ist ein Zyklus der Filtergleichungen abgeschlossen. Liegt wieder eine neuer Meßvektor vor, dann wiederholt sich der beschriebene Algorithmus.

Für weitere Einzelheiten sowie praktische Anwendungen der Kalmanfiltertechnik sei auf die Literatur [15,16] verwiesen.

Anhang B. Filtergleichungen für die Windstärke

Der Meßvektor entspricht hier der skalaren Messung der Windstärke. Die Vorhersage der Windstärke bis zum Eintreffen der Messung basiert auf dem linearisierten Fehlermodell des Windmodells. Der Wert des Windmodell-Parameters $v_W(h_0)$ ergibt sich aus der ersten Windmessung und der Referenzhöhe h_0 . Es gilt demnach für $k=0$:

$$(B.1) \quad z(k) = v_{Wmess}; \quad k = 0$$

$$v_W(h_0) = z * (h_0/h)^P$$

$$v_W(k) = v_W(h_0) * [h(k)/h_0]^P.$$

Die Messung z , d.h. die Differenz aus vorhergesagter Windstärke und gemessener Windstärke, ergibt sich dann zu:

$$(B.2) \quad z(k) = v_W(k-1) * [1 + p * \Delta h(k)/h(k)] - v_{Wmess}(k); \quad k > 1.$$

Für $k > 0$ folgen durch Ausmultiplizieren der Kovarianzgleichung des Kalmanfilters die Elemente der Kovarianzmatrix P zu:

$$(B.3) \quad P_{11}(k-) = P_{11}(k-1) + \sum_{i=2}^{i=5} \Phi(1, i) * [P_{1i}(k-1) + P_{i1}(k-1)] + Q_{11}(k-1)$$

$$P_{1j}(k-) = \sum_{i=1}^{i=j-1} \Phi(1, i) * P_{ij}(k-1) + \sum_{i=j}^{i=5} \Phi(1, i) * P_{ji}(k-1); \quad j=2, \dots, 5$$

$$P_{ii}(k-) = P_{ii}(k-1) + Q_{ii}(k-1); \quad i=2, \dots, 5$$

$$P_{ij}(k-) = P_{ij}(k-1); \quad i=2, 3, 4; j=i+1, \dots, 5$$

$$(B.4) \quad x_1(k-) = \sum_{i=1}^{i=5} \Phi(1, i) * x_i(k-1)$$

$$x_j(k-) = x_j(k-1); \quad j=2, \dots, 5$$

$$(B.5) \quad x_i(k+) = x_i(k-) + [z - x_1(k-)] * P_{1i}(k-) / [P_{11}(k-) + R]; \quad i=1, \dots, 5$$

$$(B.6) \quad P_{ij}(k+) = P_{ij}(k-) - P_{1i}(k-) * P_{1j}(k-) / [P_{11}(k-) + R]; \quad i=1, \dots, 5; j=i, \dots, 5.$$

Anhang C. Filtergleichungen für die Windrichtung

$$(C.1) \quad z = \psi_W(k) = \psi_W(h_0) = \psi_{Wmess} ; \quad k = 0$$

$$(C.2) \quad z = \psi_W(h_0) - \psi_{Wmess}(k) ; \quad k \geq 1$$

$$(C.3) \quad P_{11}(k-) = P_{11}(k-1) + \sum_{i=2}^4 \Phi(1,i) * [P_{1i}(k-1) + P_{i1}(k-)] + Q_{11}(k-1)$$

$$P_{1j}(k-) = \sum_{i=1}^{j-1} \Phi(1,i) * P_{ij}(k-1) + \sum_{i=j}^4 \Phi(1,i) * P_{ji}(k-1) ; \quad j=2, \dots, 4$$

$$P_{ii}(k-) = P_{ii}(k-1) + Q_{ii}(k-1) ; \quad i=2, \dots, 4$$

$$P_{ij}(k-) = P_{ij}(k-1) ; \quad i=2,3 ; j=i+1, \dots, 4$$

$$(C.4) \quad x_1(k-) = \sum_{i=1}^4 \Phi(1,i) * x_i(k-1) ; \quad i=1,2,3,4$$

$$x_j(k-) = x_j(k-1) ; \quad j=2,3,4$$

$$(C.5) \quad x_i(k+) = x_i(k-) + [z - x_1(k-)] * P_{1i}(k-) / [P_{11}(k-) + R] ; \quad i=1,2,3,4$$

$$(C.6) \quad P_{ij}(k+) = P_{ij}(k-) - P_{1i}(k-) * P_{1j}(k-) / [P_{11}(k-) + R] ; \quad i=1, \dots, 4 ; j=i, \dots, 4$$